TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

ROK IV. WARSZAWA – WRZESIEŃ 1936 r. Nr. 9

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

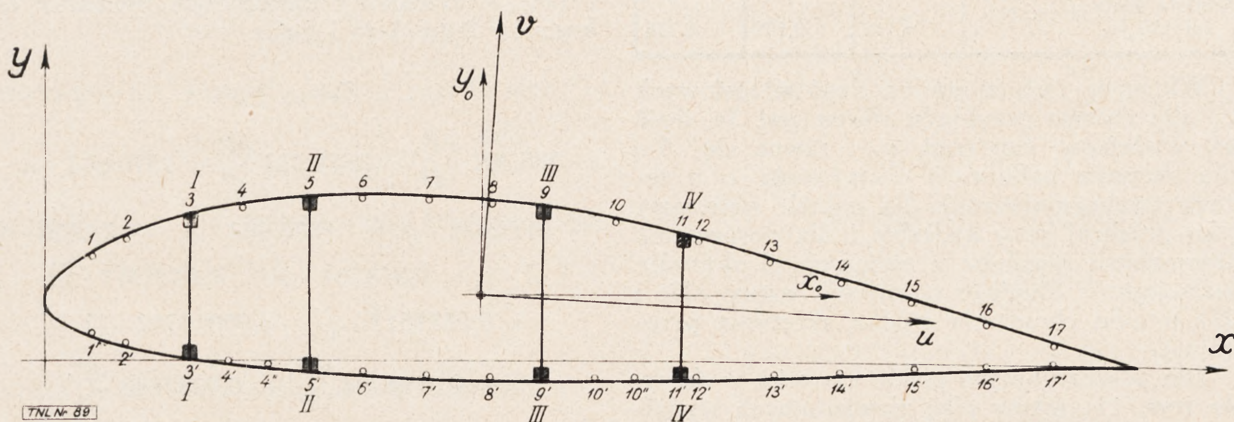
TREŚĆ:

OBLICZENIE SKRZYDEŁ WIELODŹWIGAROWYCH

Dr. Inż. WITOLD BILLEWICZ

(Dokończenie).

Rozpatrzyliśmy przykład skrzydła czterodźwigarowego (rys. 11) przy założeniu skrzydła nieskończenie długiego. Podamy teraz obliczenie dla tegoż przekroju, biorąc pod uwagę skończoną długość skrzydła i uwzględniając wpływ zamocowania.



Rys. 11.

Jak wynika z podanej teorji, zamiast przekroju rzeczywistego należy przyjąć przekrój zastępczy, w którym każdy z kesonów otrzymuje kształt prostokąta o średnich wymiarach możliwie zbliżonych do rzeczywiście istniejących. Oczywiście, jest to przybliżony sposób obliczeń, który da się zastosować do obliczania skrzydeł ze względu na odpowiedni kształt przekroju i ze względu na wystarczającą dokładność, wobec całego szeregu innych założeń upraszczających.

Jak wynika ze wzorów (4), (18) i (21), stanowiących o rozwiązaniu całego zagadnienia dla skrzydła o skończonej długości, wielkości sił P_{ni} i wydatków $q_{n,i}$ uzależnione są do sposobu obciążenia poszczególnych przekrojów, zawierających żebra usztywniające. Dlatego w danym wypadku rozpatrzymy tylko ostatni odcinek skrzydła przy przekroju zamocowanym, tembardziej, że jest to przekrój najbardziej obciążony. Zwrócić należy uwagę, że obliczenie całego skrzydła dokonywa się w sposób zupełnie identyczny, tylko dokładne stosowanie wszystkich wzorów prowadzi wówczas często do rozwiązania kilkuset równań o tyluż niewiadomych, a więc stanowi kolosalną trudność dla praktycznych obliczeń.

Z tych względów zadowolimy się zbadaniem przekroju zamocowanego, aby przez odpowiednie wnioski mieć pojęcie o pracy całego zespołu.

Przekroje średnie prostokątnych kesonów zastępczych obieramy w ten sposób, aby wielkość powierzchni zawartej w obwodzie była ta sama co i w kesonach rzeczywistych, przy tej samej odległości poszczególnych dźwigarów. Obliczamy następnie średnie wartości sztywności powłoki ścianki i pasów dla każdego z kesonów: $G_{powł.} F_{powł.}$, $G_{śc.} F_{śc.}$ i $E_p F_p$, gdzie $F_{powł.}$ i $F_{śc.}$ założone są jako odpowiednio równe, a mianowicie $(F_{powł.})_{dolnej} = (F_{powł.})_{górnej}$ i $(F_{śc.})_{lewej} = (F_{śc.})_{prawej}$.

Przekroje kesonów przedniego i tylnego przyjmujemy oczywiście bez zmiany.

W tablicy poniższej podane są średnie wartości dla poszczególnych kesonów II, III i IV, czyli kesonów pomiędzy dźwigarami I—II, II—III i III—IV jak na rys. 11-m. (Wymiary w cm).

	keson II	keson III	keson IV
Powierzchnia w obwodzie kesonu	9100	19600	10400
Długość podstawy prostokąta $2H$	78	156,2	91,8
Wysokość prostokąta $2\,h$	116,67	125,48	113,30
Średnia wartość $F_{powł.}$.	4,33	8,06	6,08
„ „ $F_{śc.}$ . .	13,00	13,61	13,17
„ „ F_p . .	10,18	10,18	10,18
Średnia grubość powłoki $\delta_{powł.}$ . . .	0,056	0,052	0,066
Średnia grubość ścianki $\delta_{śc.}$	0,111	0,109	0,116

Widoczne jest, iż ogólna ilość sił osiowych $P_{n,i}$ dla danego przykładu równa jest $3n$, ilość zaś wydatków naprężeń $q_{n,i}$ równa się $5\,n$ (dla skrzydła całkowicie obciążonego, o n żebrach usztywniających). Tu jednak obliczamy tylko przekrój przy kadłubie i dla porównania otrzymanych wyników z obliczeniami skrzydła nieskończenie długiego stosujemy wzory (22) i (23) w celu określenia środka skręcenia przekroju.

Dla poszczególnych pięciu kesonów w skrzydle (rys. 11) mamy pięć niewiadomych wydatków naprężeń: q_1, q_2, q_3, q_4, q_5 i trzy niewiadome siły osiowe: P_2, P_3, P_4 (jak na rys. 9) w 2-m, 3-m i 4-m kesonie w przekroju zamocowanym (krańcowe kesony 1-y i 5-y, czyli przedni i tylny, nie posiadają dodatkowych sił osiowych: $P_1 = 0$, $P_5 = 0$) Wzory (22) i (23) stosujemy dla kesonów środkowych 2-go, 3-go i 4-go, które mamy zamienione na równoważne prostokąty, dwa dodatkowe równania otrzymamy dla kesonów przedniego i tylnego z przerobionego odpowiednio wzoru (23).

Obliczymy najpierw wartości poszczególnych wyrazów, wchodzących do tych wzorów.

Keson 2-gi.

$$G \cdot c_{n,i} = \frac{6\,h^2}{F_{śc.}} = 1570,602.$$

$$G \cdot C_{n,i} = 12 \cdot \left(\frac{H^2}{F_{powł.}} - \frac{h^2}{F_{śc.}} \right) = 1074,036.$$

$$G \cdot f_{n,i}\,(q_Q) = -\,0,7340 \cdot Q.$$

$$G \cdot \alpha_{n,i} = -\,0,00010712 \cdot Q.$$

$$G \cdot \gamma_n = -\,0,0577517 \cdot q_1 + 0,268564 \cdot q_2 - 0,0577517 \cdot q_3.$$

Keson 3-ci.

$$G \cdot c_{n,i} = 1735,332, \qquad G \cdot C_{n,i} = 5610,636.$$

$$G \cdot f_{n,i}\,(q_Q) = -\,1,2004 \cdot Q.$$

$$G \cdot \alpha_{n,i} = 0,00009508 \cdot Q$$

$$G \cdot \gamma_n = -\,0,0293671 \cdot q_2 + 0,211991 \cdot q_3 - 0,0293671 \cdot q_4$$

Keson 4-ty.

$$G \cdot c_{n,i} = 1462\,062, \qquad G \cdot C_{n,i} = 1234,056.$$

$$G \cdot f_{n,i}\,(q_Q) = 0,0986 \cdot Q.$$

$$G \cdot \alpha_{n,i} = 0,00010583 \cdot Q.$$

$$G \cdot \gamma_n = -\,0,0469579 \cdot q_3 + 0,227657 \cdot q_4 - 0,0469579 \cdot q_5$$

Podstawiając te wartości do wzorów (22) i (23) otrzymujemy następujące równania dla kesonów 2-go, 3-go i 4-go.

Keson 2-gi.

$$-\,785,301\,\frac{dP_3}{dl} + 3678,222\,\frac{dP_2}{dl} = 1570,602 \cdot q_3 + 1074,036 \cdot q_2 + 1570,602 \cdot q_1 + 2,2020 \cdot Q$$

$$\text{i } G \cdot \gamma_0 = 0,268564 \cdot q_2 - 0,0577517 \cdot q_1 + -\,0,0577517 \cdot q_3 - 0,00010712 \cdot Q + -\,0,0196704\,\frac{dP_2}{dl} - 0,0287648\,\frac{dP_3}{dl}$$

Keson 3-ci.

$$-\,867,666\,\frac{dP_4}{dl} + 6275,982\,\frac{dP_3}{dl} - 867,666\,\frac{dP_2}{dl} = 1735,332 \cdot q_4 + 5610,636 \cdot q_3 + 1735\,332 \cdot q_2 + 3,6012 \cdot Q$$

$$\text{i } G\gamma_0 = 0,211991 \cdot q_3 - 0,0293671 \cdot q_2 + -\,0,0293671 \cdot q_4 + 0,00009508 \cdot Q + -\,0,0477095\,\frac{dP_3}{dl} - 0,0147562\,\frac{dP_2}{dl} + -\,0,0147562\,\frac{dP_4}{dl}$$

Keson 4-ty.

$$3541{,}152 \frac{dP_4}{dl} - 731{,}031 \frac{dP_3}{dl} = 1462{,}062 \cdot q_5 +$$

$$+ 1234{,}056 \cdot q_4 + 1462{,}062 \cdot q_3 - 0{,}2958 \cdot Q$$

$$\text{i } G \cdot \gamma_0 = 0{,}227657 \cdot q_4 - 0{,}0469579 \cdot q_3 +$$

$$+ 0{,}0469579 \cdot q_5 + 0{,}00010583 \cdot Q +$$

$$- 0{,}0197748 \frac{dP_4}{dl} + 0{,}0234284 \cdot \frac{dP_3}{dl}$$

Stosując wzór (23) do kesonów przedniego i tylnego, widzimy że oprócz wyrazów γ_n i $\alpha_{n,i}$, których wartość podana na str. 102 odpowiada obliczeniom skrzydła nieskończenie długiego, mamy jeszcze wyraz, zawierający wpływ dodatkowych sił osiowych $P_{n,i}$ w pasach dźwigarów, który nie może być tu stosowany w tej postaci jak we wzorze 23-m. Lecz łatwo jest zauważyć, iż wyraz ten dla kesonu przedniego wyraża się wzorem:

$$-\frac{1}{24 Hh} c_{n,i} \frac{dP_2}{dl} \quad (\text{gdyż } P_{n,i} = 0, \text{ i } P_{n,i-1} = 0),$$

analogicznie dla kesonu tylnego:

$$-\frac{1}{24 Hh} c_{n,i} \frac{dP_4}{dl} \quad (\text{gdyż } P_{n,i} = 0 \text{ i } P_{n,i-1} = 0),$$

w mianowniku zaś czynnik $4Hh = F_{n,i}$ (p. str. 102)

$$\text{i } c_{n,i} = \frac{6\,h^2}{G\,F_{śc}} = \frac{3\,h}{G\,\delta_{śc}},$$

otrzymujemy więc dla kesonu przedniego:

$$\gamma_0 = \gamma_n + \alpha_{n,i} - \frac{h}{2\,G F_1 \delta_{śc}} \cdot \frac{dP_2}{dl},$$

gdzie h, $\delta_{śc}$ i P_2 odpowiadają kesonowi 2-mu.

Dla kesonu tylnego:

$$\gamma_0 = \gamma_n + \alpha_{n,i} - \frac{h}{2\,G F_5 \cdot \delta_{śc}} \cdot \frac{dP_4}{dl},$$

gdzie h, $\delta_{śc}$ i P_4 odpowiadają kesonowi 4-mu.

Wartości γ_n i $\alpha_{n,i}$ znajdujemy ze wzorów, z zaznaczeniem iż całkowanie odbywa się po odpowiednich obwodach. Łatwo jest sprawdzić, iż tę samą wartość γ_0 otrzymamy z równania 6-go na str. 76, jeżeli we wzorze na L_i wstawimy pod całką wzdłuż boku D—C $\left(\int_{D-C}\right)$ dodatkową wartość na q równą $\frac{dP_2}{2\,dl}$, lub $-\frac{dP_4}{2\,dl}$.

Korzystając z równań na str. 142 dla kesonów przedniego i tylnego (równanie 1-e i 5-e), mamy $\gamma = \gamma_n + \alpha_{n,i}$ i dodając wyraz dodatkowy, jak wyżej otrzymujemy wartość γ_0.

Mamy więc dwa równania:

Dla kesonu przedniego:

$$G\,\gamma_0 = 0{,}41865 \cdot q_1 - 0{,}065105 \cdot q_2 +$$

$$- 9{,}83955 \cdot 10^{-5} \cdot Q - 0{,}0425884 \frac{dP_2}{dl}$$

i dla kesonu tylnego

$$G\,\gamma_0 = -0{,}024629 \cdot q_4 + 0{,}65574 \cdot q_5 +$$

$$- 19{,}3653 \cdot 10^{-5} \cdot Q - 0{,}0149712 \frac{dP_4}{dl}$$

Otrzymujemy w ten sposób osiem równań o 8-u niewiadomych i 2-ch parametrach Q i γ_0. Wartość γ_0 znajdziemy z równania (4), gdyż wpływ naprężeń dodatkowych w przekroju od sił osiowych $P_{n,i}$ na wartość momentu całkowitego sprowadza się do zera.

Układ równań:

1) $$0{,}41865\,q_1 - 0{,}065105\,q_2 - 0{,}0425884 \frac{dP_2}{dl} = G \cdot \gamma_0 + 9{,}83955 \cdot 10^{-5} \cdot Q$$

2) $$-0{,}0577517\,q_1 + 0{,}268564\,q_2 + 0{,}0577517\,q_3 + - 0{,}0196704 \frac{dP_2}{dl} + 0{,}0287648 \frac{dP_3}{dl} = G \cdot \gamma_0 + + 10{,}712 \cdot 10^{-5} \cdot Q$$

3) $$-0{,}0293671\,q_2 + 0{,}211991\,q_3 + - 0{,}0293671\,q_4 - 0{,}0147562 \frac{dP_2}{dl} + - 0{,}0477095 \frac{dP_3}{dl} - 0{,}0147562 \frac{dP_4}{dl} = G \cdot \gamma_0 + - 9{,}508 \cdot 10^{-5} \cdot Q$$

4) $$-0{,}0469579\,q_3 + 0{,}227657\,q_4 + - 0{,}0469579\,q_5 - 0{,}0234284 \frac{dP_3}{dl} + - 0{,}0197748 \frac{dP_4}{dl} = G\gamma_0 - 10{,}583 \cdot 10^{-5} \cdot Q$$

5) $$-0{,}024629\,q_4 + 0{,}65574\,q_5 + - 0{,}0149712 \frac{dP_4}{dl} = G \cdot \gamma_0 + 19{,}3653 \cdot 10^{-5} \cdot Q$$

6) $$1570{,}602\,q_1 + 1074{,}036\,q_2 + 1570{,}602\,q_3 + - 3678{,}222 \frac{dP_2}{dl} + 785{,}301 \frac{dP_3}{dl} = = -2{,}202\,Q$$

7) $$1735{,}332\,q_2 + 5610{,}636\,q_3 + 1735{,}332\,q_4 + + 867{,}666 \frac{dP_2}{dl} - 6275{,}982 \frac{dP_3}{dl} + 867{,}666 \frac{dP_4}{dl} = = -3{,}6012\,Q.$$

8) $$1462{,}062 \cdot q_3 + 1234\,056 \cdot q_4 +$$
$$+ 1462{,}062 \cdot q_5 + 731\,031 \frac{dP_3}{dl} - 3541{,}152 \frac{dP_4}{dl} =$$
$$= 0{,}2958 \cdot Q.$$

Po rozwiązaniu pierwszych 5-ciu równań względem q_1, q_2, q_3, q_4, q_5 metodą Gauss'a, jak na str. 142 otrzymujemy:

$$q_1 = 0{,}120096 \frac{dP_2}{dl} + 0{,}026606 \frac{dP_3}{dl} +$$
$$+ 0{,}003031 \frac{dP_4}{dl} + 3{,}290420\, G \cdot \gamma_0 +$$
$$+ 29{,}112859 \cdot 10^{5} \cdot Q.$$

$$q_2 = 0{,}118104 \frac{dP_2}{dl} + 0{,}171086 \frac{dP_3}{dl} +$$
$$+ 0{,}019493 \frac{dP_4}{dl} + 5{,}798917 \cdot G \cdot \gamma_0 +$$
$$+ 36{,}073619 \cdot 10^{5} \cdot Q.$$

$$q_3 = 0{,}088520 \frac{dP_2}{dl} + 0{,}270926 \frac{dP_3}{dl} +$$
$$+ 0{,}087615 \frac{dP_4}{dl} + 6{,}360875 \cdot G \cdot \gamma_0 +$$
$$- 46{,}842462 \cdot 10^{-5} \cdot Q$$

$$q_4 = 0{,}018397 \frac{dP_2}{dl} + 0{,}160038 \frac{dP_3}{dl} +$$
$$+ 0{,}110504 \frac{dP_4}{dl} + 6{,}066150 \cdot G \cdot \gamma_0 +$$
$$- 50{,}448037 \cdot 10^{-5} \cdot Q$$

$$q_5 = 0{,}000691 \frac{dP_2}{dl} + 0{,}006011 \frac{dP_3}{dl} +$$
$$+ 0{,}026981 \frac{dP_4}{dl} + 1{,}752834 \cdot G \cdot \gamma_0 +$$
$$+ 27{,}637197 \cdot 10^{-5} \cdot Q$$

Po podstawieniu tych wartości do ostatnich 3-ch równań, znajdujemy wartości $\frac{dP_2}{dl}$, $\frac{dP_3}{dl}$ i $\frac{dP_4}{dl}$.

$$\frac{dP_2}{dl} = 20{,}13874 \cdot G \cdot \gamma_0 + 92{,}32016 \cdot 10^{5} \cdot Q$$

$$\frac{dP_3}{dl} = 28{,}20067 \cdot G \cdot \gamma_0 + 47{,}75685 \cdot 10^{5} \cdot Q$$

$$\frac{dP_4}{dl} = 18{,}54553 \cdot G \cdot \gamma_0 - 12{,}996 \cdot 10^{5} \cdot Q$$

Możemy teraz podstawić te wartości do poprzednich 5-u równań i wyrazić w ten sposób wydatki naprężeń q_i w zależności od Q i γ_0.

$$q_1 = 6{,}51552 \cdot G \cdot \gamma_0 + 41{,}43137 \cdot 10^{-5} \cdot Q$$

$$q_2 = 13{,}36364 \cdot G \cdot \gamma_0 + 54{,}89420 \cdot 10^{-5} \cdot Q$$

$$q_3 = 17{,}40872 \cdot G \cdot \gamma_0 - 26{,}87035 \cdot 10^{-5} \cdot Q$$

$$q_4 = 12{,}99918 \cdot G \cdot \gamma_0 - 42{,}54283 \cdot 10^{-5} \cdot Q$$

$$q_5 = 2{,}49227 \cdot G \cdot \gamma_0 + 24{,}09176 \cdot 10^{-5} \cdot Q$$

Jednostkowy kąt skręcenia γ_0 określimy ze wzoru (4), który ma tu zupełnie tę samą postać, jak dla skrzydła nieskończenie długiego (str. 143):

$$2 \cdot 6170 \cdot q_1 + 2 \cdot 9100 \cdot q_2 + 2 \cdot 19600 \cdot q_3 +$$
$$+ 2 \cdot 10400 \cdot q_4 + 2 \cdot 16310 \cdot q_5 +$$
$$+ 40{,}60 \cdot Q - Q \cdot c = 0$$

lub po podstawieniu:

$$1357223{,}9262 \cdot G \cdot \gamma_0 + 44{,}132 \cdot Q - Q \cdot c = 0$$

Znajdujemy stąd $G \cdot \gamma_0$:

$$G \cdot \gamma = 0{,}07368 \cdot 10^{-5} \cdot Q \cdot c - 3{,}251637 \cdot 10^{-5} \cdot Q$$

i uwzględniając, że w naszym przykładzie

$$G = 260000 \text{ kg cm}^2.$$

otrzymujemy

$$\gamma_0 = 2{,}834 \cdot 10^{-12} \cdot Q \cdot c \quad 125{,}063 \cdot 10^{-12} \cdot Q.$$

Dla określenia środka skręcenia zakładamy $\gamma_0 = 0$ wówczas: $c = 44{,}13$ cm.

Napiszemy teraz w ostatecznej postaci wzory na q_i i $\frac{dP_i}{dl}$, podstawiając znalezioną wartość $G\gamma_0$ do wzorów poprzednich:

$$q_1 = 20{,}245 \cdot 10^{-5} \cdot Q + 0{,}480 \cdot 10^{-5} \cdot Q \cdot c$$

$$q_2 = 11{,}4405 \cdot 10^{-5} \cdot Q + 0{,}985 \cdot 10^{-5} \cdot Q \cdot c$$

$$q_3 = -83{,}477 \cdot 10^{-5} \cdot Q + 1{,}283 \cdot 10^{-5} \cdot Q \cdot c$$

$$q_4 = -84{,}811 \cdot 10^{-5} \cdot Q + 0{,}958 \cdot 10^{-5} \cdot Q \cdot c$$

$$q_5 = 15{,}988 \cdot 10^{-5} \cdot Q + 0{,}184 \cdot 10^{-5} \cdot Q \cdot c$$

$$\frac{dP_2}{dl} = 26{,}836 \cdot 10^{-5} \cdot Q + 1{,}484 \cdot 10^{-5} \cdot Q \cdot c$$

$$\frac{dP_3}{dl} = -43{,}942 \cdot 10^{-5} \cdot Q + 2{,}078 \cdot 10^{-5} \cdot Q \cdot c$$

$$\frac{dP_4}{dl} = -73{,}299 \cdot 10^{-5} \cdot Q + 1{,}366 \cdot 10^{-5} \cdot Q \cdot c$$

Mamy w ten sposób całkowicie określone wartości wydatków naprężeń stycznych, wartości zaś pochodnych praktycznie wykorzystujemy dla znalezienia przybliżonych wartości sił osiowych, zakładając liniowy wzrost tych sił od zera w punkcie odległym o $\frac{1}{5}$ do $\frac{1}{4}$ długości skrzydła od przekroju zamocowanego, do wartości maksymalnej w tym przekroju. Dokładne wyznaczenie tych sił też jest zupełnie możliwe przez stosowanie wzorów (18), (21) i (4) i wskazuje właśnie na szybki wzrost sił osiowych przy zbliżaniu się do przekroju zamocowanego. Praktycznie biorąc dokładne obliczenie całego układu przedstawia ogromne trudności, podane zaś obliczenia stanowią całokształt dostatecznie dokładny.

ŚMIGŁO O STAŁYCH OBROTACH

Tłomaczone z oryginału angielskiego p. t. „The Constant Speed Airscrew", Flight-The Aircraft Engineer, August 27, 1936, str. 7—10, przez inż. K. Wójcickiego.

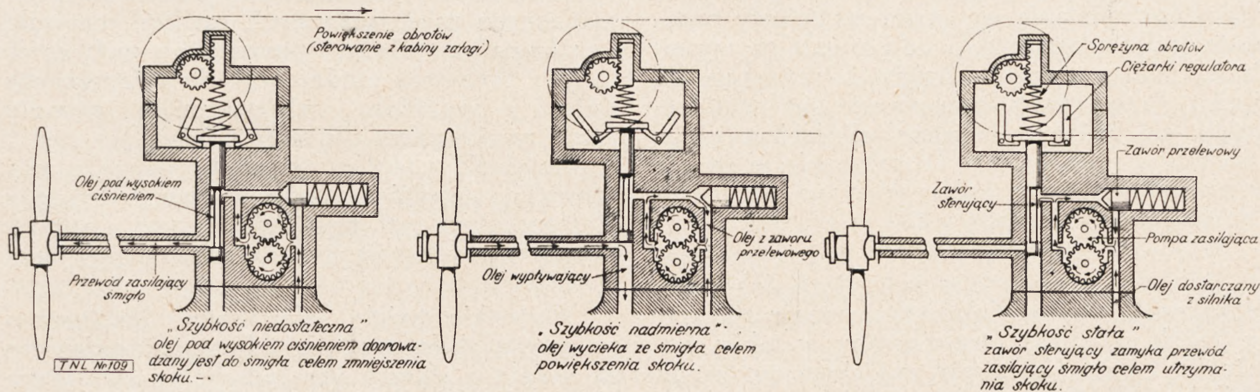
W ciągu dwóch ostatnich lat często ukazywały się wiadomości*), dotyczące nowego śmigła o stałych obrotach, opracowanego przez firmę Hamilton Standard Propellers, oddział United Aircraft Corporation of East Hartford, Connecticut, U. S. A. lecz dotychczas nie istniała możliwość podania zasad, które są podstawą pracy tego śmigła. Zakazy, zabraniające ogłoszenia bliższych szczegółów, są obecnie zniesione, dzięki czemu zostało umożliwione zamieszczenie poniższego opisu.

Jak dobrze wiemy, zasadniczą cechą każdego śmigła o stałych obrotach (stałej szybkości) jest umożliwienie silnikowi pracy przy pożądanej ilości obrotów niezależnie od wysokości lub zmiennej szybkości samolotu. Jest to ważne z punktu widzenia pracy silnika, ponieważ moc zależy od dwóch czynników: obrotów i otwarcia przepustnicy. Śmigło o stałej ilości obrotów stwarza możliwość regulowania ilości obrotów silnika niezależnie od położenia przepustnicy. Z jednego punktu widzenia działa ono jako sterowanie, utrzymując stałą ilość obrotów silnika niezależnie od tego, czy to będzie wznoszenie, pikowanie czy też lot poziomy. Z innego punktu widzenia działa ono jako regulator obciążenia, pozwalający silnikowi rozwinąć tak dużo z jego pełnej mocy, ile sobie pilot życzy.

Utrzymywanie stałych obrotów jest spowodowane przez samoczynną zmianę skoku śmigła. W rozwiązaniu f. Hamilton Standard skok jest zmieniany przy pomocy ciśnienia oleju, zaś samo śmigło pozostaje oparte na tej samej zasadzie sterowania co i dwuskok tejże firmy. Działająca na przeciwwagi siła odśrodkowa jest wyzyskana do przesuwania łopatek w kierunku większego skoku, zaś ciśnienie oleju pracuje w kierunku przeciwnym, przeciwstawiając się przeciwwagom i przystosowując skok do każdej pośredniej pozycji między małym a dużym skokiem.

Skok jest samoczynnie ustalany przez specjalne urządzenie zwane regulatorem stałej szybkości, regulujące ciśnienie oleju w cylindrze roboczym śmigła. Prosta zębata pompa podnosi w tym urządzeniu ciśnienie oleju, pobieranego z silnika do 12,6 — 14 kg/cm^2, które jest utrzymywane przy pomocy zaworu przelewowego. Chociaż normalnie do zmiany skoku wystarczy znacznie niższe ciśnienie, to jednak tak stosunkowo wysoka wartość ciśnienia oleju jest pożądana, ażeby podwyższyć czułość, z jaką urządzenie do zmiany skoku reaguje na każdy impuls regulatora stałej szybkości. Zapewnia to

*) „A Constant-Speed Controllable-Pitch Propeller" Shell Aviation News, January 1935, str. 30, Tłomaczone w „Techn. Now. Lotn." Nr. 15, listopad-grudzień 1934, str. 38—40.



Rys. 1. Schemat układu śmigła, regulatora stałych obrotów i pompki oleju dla trzech różnych warunków pracy.

lepsze sterowanie i usuwa możliwość przekroczenia lub zdania obrotów, co mogłoby się zdarzyć przy opóźnionym działaniu.

Szkice na rys. 1 pokazują śmigło, regulator stałej szybkości i pompę zasilającą w ich właściwym połączeniu dla trzech różnych warunków pracy. Pierwszy „Szybkość zbyt mała" jest to wypadek, gdy obroty są mniejsze niż pożądane, co naprzykład ma miejsce natychmiast po wyrwaniu samolotu, podczas wznoszenia, lub też wówczas, gdy przepustnica zostaje częściowo przymknięta. Drugi „Szybkość nadmierna" jest to wypadek gdy obroty są większe niż pożądane, tak jak to się zdarza natychmiast po gwałtownym wprowadzeniu samolotu do lotu nurkowego, albo gdy przepustnica została gwałtownie otwarta. W trzeciw wypadku „Szybkość stała" ilość obrotów jest dokładnie zgodna z nastawieniem regulatora i wtedy nie wymaga się ani powiększenia ani zmniejszenia skoku śmigła.

W regulatorze stałej szybkości zawór sterujący porusza się w dół i do góry w cylindrze w zależności od działania ciężarków regulatora odśrodkowego pracujących przeciwko napięciu sprężyny, określonej jako „Sprężyna obrotów". Ciężarki regulatora są napędzane przez silnik w ścisłej zależności od jego obrotów, napięcie sprężyny jest nastawiane przez pilota. Oczywiście im większe jest napięcie sprężyny, tem prędzej muszą się obracać ciężarki regulatora, aby móc w odpowiednim stopniu ścisnąć sprężynę.

Gdy ciężarki obracają się niedość szybko, aby spowodować pożądane ściśnięcie sprężyny, a co zatem idzie i odpowiednio przesunąć układ sterujący do góry, wówczas zawór sterujący jest przesunięty w swe dolne skrajne położenie, tak że odsłania otwór wejściowy przewodu zasilającego śmigło. Pokazano to na szkicu „Szybkość zbyt mała". Pozwala to na przepływ oleju pod ciśnieniem z pompy zasilającej do śmigła, co powoduje zmniejszanie skoku śmigła, a w konsekwencji wzrost obrotów śmigła.

Gdy ciężarki obracają się prędzej od szybkości odpowiadającej danemu napięciu sprężyny, wówczas ściskają sprężynę, przesuwając zawór sterujący w jego górne skrajne położenie, przy czym odsłania się otwór wejściowy przewodu zasilającego śmigło, co pozwala na wyciekanie oleju z cylindra śmigła z powrotem do silnika. Przeciwwagi zamocowane na łopatkach śmigła nie będąc hamowane ciśnieniem oleju zwiększają skok śmigła. To przesunięcie śmigła w kierunku dużego skoku pokazano na szkicu „Szybkość nadmierna".

Warunek „Stała szybkość" będzie spełniony, gdy obroty ciężarków regulatora dokładnie zrównoważą napięcie sprężyny; zawór sterujący będzie wówczas utrzymywany w takim położeniu, że zamyka otwór wejściowy przewodu zasilającego śmigło. Przy takich warunkach skok pozostaje stały; będzie to warunek równowagi, przy którym skok jest dokładnie dobrany dla otrzymania żądanych obrotów na minutę.

System ciśnienia oleju

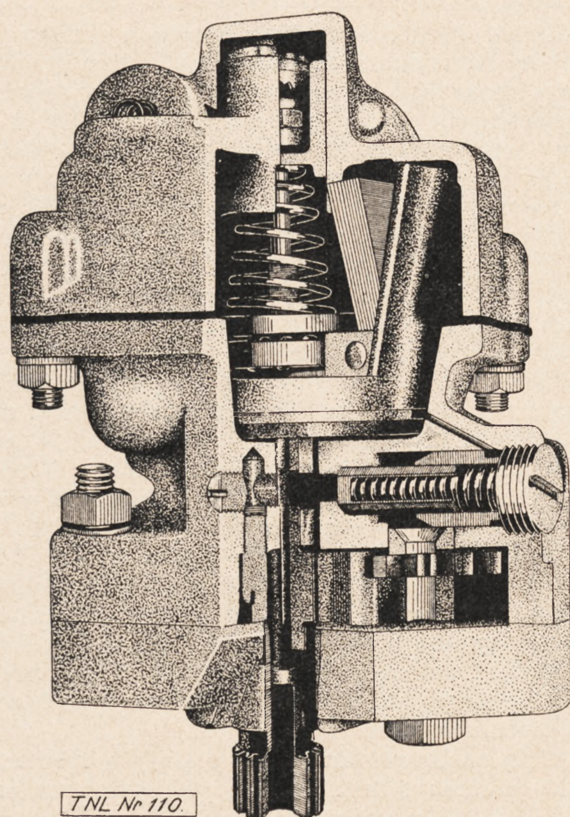
Pompa zasilająca jest to prosty typ pompki zębatej napędzanej przez silnik. Olej jest dostarczany do pompy z silnika pod ciśnieniem systemu smarowania. Olej, którego ciśnienie zostało podwyższone w pompie zasilającej, wypełnia przestrzeń pomiędzy dolną powierzchnią zaworu sterującego i ściankami cylindra i działa na sprężynę zaworu przelewowego. Gdy ciśnienie przewyższy około 12,6 kg/cm², zawór przelewowy otwiera się, pozwalając na obieg w pompie pewnej ilości oleju, która powraca do niej z powrotem od strony niskiego ciśnienia (zasysania). W ten sposób ten sam olej jest stale w obiegu bez zbytecznego pobierania oleju z obiegu smarowania silnika.

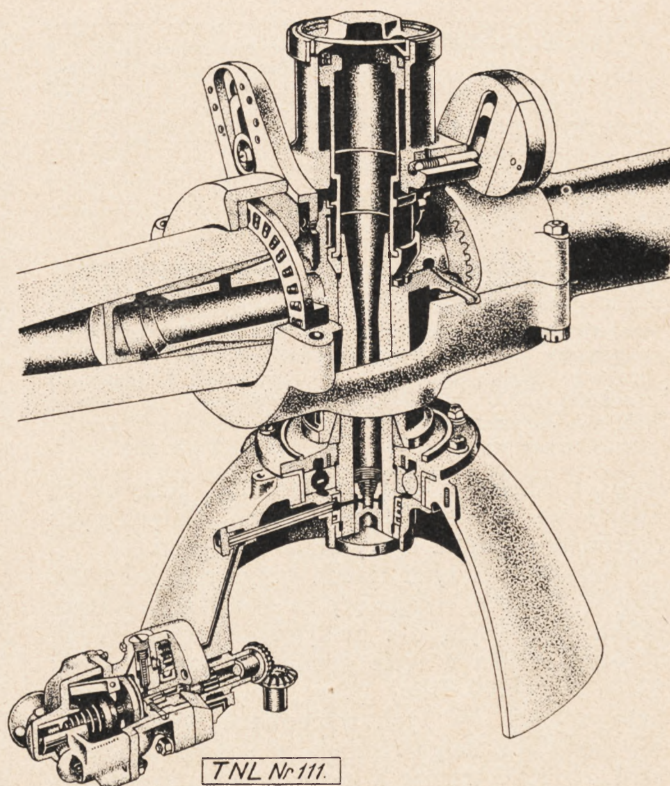
Gdy tylko zawór sterujący przesunie się do dołu, jak to pokazano na szkicu „Szybkość niedostateczna", wówczas cały olej dostarczany przez pompę zasilającą przepływa z niej do śmigła i w tym tylko wypadku ma miejsce większe zapotrzebowanie oleju z obiegu smarowania silnika. We wszystkich innych wypadkach, jak „Szybkość nadmierna" i „Szybkość stała", zawór przelewowy jest stale otwarty, utrzymując pożądane ciśnienie na poziomie około 12,6 do 14 kg/cm².

Rys. 2 i 3 przedstawiają przekroje obecnie wykonywanych urządzeń. Rys. 2 przedstawia normalny regulator stałej szybkości, a rys. 3 pokazuje jego zamontowanie na nosie silnika oraz instalację śmigła na wale silnika. Rysunki te podają przejrzyście zasadę obiegu oleju dostarczanego pod ciśnieniem systemu smarowania do pompy zasilającej i stąd przez zawór sterujący i przewód zasilający do śmigła. W przewodzie zasilającym olej przepływa w dwóch kierunkach — do śmigła gdy zmniejsza się skok i ze śmigła gdy skok się powiększa.

Rys. 3. pokazuje sposób przeprowadzania oleju z przewodu zasilającego do obracającego się wału silnika i stąd do śmigła. Komplet pierścieni zwanych „pierścieniami przepływowymi" osadzonych w obrączkowych rowkach na wale i w karterze silnika pozwala na wpływanie oleju z przewodu zasilającego do wydrążonego wału i z powrotem, zabezpieczając ponadto przed wyciekaniem oleju do silnika. Na rys. 1 te pierścienie przepływowe nie są pokazane, lecz wszystkie zasadnicze części są uwzględnione, i dlatego łatwo jest prześledzić przy pomocy schematycznych szkiców, jak pracuje powyższe urządzenie.

Wszystkie śmigła Hamiltona Standard o zmiennym skoku mogą być łatwo przemienione na śmigła o stałych obrotach przez zabudowanie regulatora stałej szybkości na silniku i przez powiększenie zakresu zmiany skoku na śmigle,





Rys. 2 i 3. Regulator stałych obrotów (z lewej strony) i urządzenie śmigła o stałych obrotach, wskazujące wzajemny układ śmigła, regulatora i kanały olejowe. (z prawej strony).

oczywiście o ile to się okaże potrzebne. W pewnych razach jakieś drobne części trzeba będzie zmienić, lecz w każdym wypadku zmiana może być dokonana we własnym zakresie użytkownika.

Sposób pracy śmigieł o stałych obrotach zmusza do odstąpienia od powszechnie stosowanych metod ręcznego ustalania składu mieszanki. Każdemu powiększeniu lub zmniejszeniu mocy, powodowanemu przez zmianę składu mieszanki, towarzyszy taka zmiana skoku śmigła, że obroty śmigła pozostają niezmienne. W związku z tym znika możliwość regulacji składu mieszanki na podstawie wskazań obrotomierzy, jak przy śmigłach o stałym skoku, wobec czego przyjęło się użycie samoczynnych regulatorów składu mieszanki lub wskaźników stosunku paliwa do powietrza, takich jak analizatory gazów wydechowych i przepływomierze paliwa.

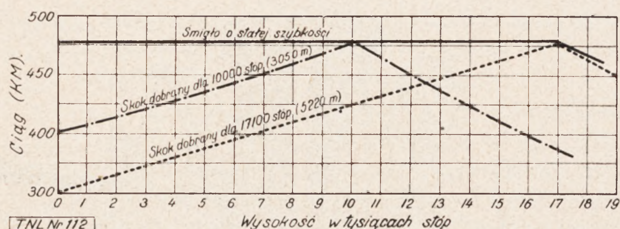
Konstrukcja regulatora pozwala również pilotowi na przerwanie czynności sterowania i przesunięcie śmigła na maksymalny skok, lecz stosuje się to wyłącznie dla sprawdzenia działania urządzenia do zmiany skoku, lub działania silnika, w innych wypadkach zaś przerywanie sterowania podczas pracy silnika nie jest wskazane.

Maksymalny skok ma również bardzo ważne zastosowanie w wypadku zepsucia silnika na wielosilnikowym samolocie, którego osiągi z jednym silnikiem zatrzymanym mogą być wyraźnie poprawione przez przesunięcie śmigła stojącego silnika na pełen duży skok, skutkiem czego jego opór wiatrakowy jest znacznie mniejszy niż przy małym skoku. Bez tego urządzenia śmigło odstawionego silnika miałoby tendencję przesunąć się automatycznie na mały skok skutkiem działania regulatora stałej szybkości, usiłującego utrzymać stałe obroty.

Korzyści wypływające z zastosowania regulatorów stałych obrotów są bardzo widoczne w wypadku samolotów o wysokich osiągach, specjalnie zaś w wypadku zaopatrzenia tych samolotów w dosilone silniki. Dla dużych ilości obrotów, specjalnie w wypadku użycia reduktora, zachodzi potrzeba pracy na stosunkowo dużym skoku. Z drugiej strony mały skok jest niezbędny przy starcie i wznoszeniu. Z tych względów różnica między dużym i małym skokiem dla samolotów o wysokich osiągach jest bardzo duża, dlatego też trudne staje się takie pokrycie tego zakresu przez śmigło dwuskokowe, które by zapewniło właściwe osiągi w każdej fazie lotu.

Korzyści osiągane przy śmigle o stałych obrotach

Dla zobrazowania korzyści otrzymanych przy zastosowaniu śmigła o stałej szybkości przytoczono krzywe na rys. 4, pokazujące ciąg w koniach wytwarzany w locie poziomym przy nominalnym ciśnieniu ładowania przy zastosowaniu: śmigła o stałym skoku, śmigła dwuskoko-



Rys. 4. Porównanie rozporządzalnych w locie poziomym mocy, uzyskiwanych przy użyciu śmigieł: o stałym skoku, o dwóch skokach i o stałych obrotach oraz przy przelotowym ciśnieniu ładowania. Krzywe dotyczą silnika o mocy 750 KM przy wysokości 3050 m i przy 1667 obrotach śmigła; samolot o szybkości 400 km/godz na wysokości 3050 m; śmigło trójramienne o średnicy 3050 mm. Graniczne osiągi silnika w warunkach przelotowych wynoszą 563 KM przy 1513 obr/min.

wego, i śmigła o stałych obrotach. Krzywe są oparte na rzeczywistych danych, dotyczących płatowca i silnika o wysokich osiągach.

Najniższa z tych trzech krzywych pokazuje ciąg w koniach, osiągnięty ze śmigłem o stałym skoku, dobranym dla otrzymania nominalnych obrotów silnika w locie poziomym na wysokości 5210 m (17100 stóp) przy pełnym otwarciu przepustnicy. W tych warunkach wystartowanie samolotu zaopatrzonego w śmigło o stałym skoku byłoby trudne a może nawet niemożliwe, niezbędne przeto byłoby zastosowanie dwuskokowego śmigła; w tym wypadku krzywa powyższa odpowiadałaby nastawieniu dużego skoku dla 5210 m. Mały skok byłby nastawiany dla startu i wznoszenia przy ziemi. Krzywa powyższa wykazuje, że przy śmigłach o nienastawialnych łopatkach lub przy śmigłach dwuskokowych nastawionych na duży skok osiągane jest tylko niewiele ponad 300 KM ciągu przy starcie (na poziomie morza), zaś maksymalną przelotową moc można wykorzystać dopiero po osiągnieciu wysokości 5210 m.

Pośrednia krzywa, rys. 4, pokazuje ciąg w koniach mechanicznych osiągany przy śmigle o nienastawialnych łopatkach dostosowanym do otrzymania nominalnych obrotów silnika w locie poziomym na wysokości 3050 m (10000 stóp), przy nominalnym ciśnieniu ładowania. Przy powyższych warunkach osiągana jest znacznie większa moc przy starcie (na poziomie morza), niż w wypadku śmigła dobranego dla wysokości 5210 m, jest przeto prawdopodobne, że w tym wypadku będzie możliwy start nawet przy śmigle o stałym skoku. Jednakże dwuskokowa regulacja, z dużym skokiem dobranym dla wysokości 3050 m a małym skokiem dostosowanym do startu, byłaby bezwzględnie korzystniejsza, ponieważ zapewniałaby lepsze wyczyny samolotowi a zwłaszcza start i wznoszenie od poziomu morza do 3050 m, nie byłoby zaś różnicy w stosunku do śmigła o nienastawialnych łopatkach dopiero po osiągnięciu wysokości 3050 m.

Trzecia z krzywych rys. 4 pokazuje ciąg w koniach mechanicznych, osiągnięty przy zastosowaniu na tym samym płatowcu z tym samym silnikiem śmigła o stałych obrotach. Pokazuje ona, że maksymum dopuszczalnej mocy przelotowej może być wykorzystane na wszystkich wysokościach od poziomu morza aż do 5210 m*). Przy zastosowaniu śmigła o stałych obrotach osiąga się przy starcie o 18,6% więcej mocy w porównaniu ze śmigłem dobranym dla 3050 m, co odnosi się zarówno do śmigła o nienastawialnych łopatkach jak i do śmigła dwuskokowego przy dużym skoku. W porównaniu zaś ze śmigłem dobranym dla 5210 m osiąga się przez zastosowanie śmigła o stałych obrotach o 24,4% więcej mocy przy starcie (na poziomie morza), przy czym oczywiście jak poprzednio odnosi się to zarówno do śmigła o nienastawialnych łopatkach jak i do dwuskokowego przy dużym skoku. Jest oczywiste, że przy 5210 m (krytyczna wysokość silnika dla mocy przelotowej) śmigło o stałych obrotach nie może osiągnąć więcej mocy niż śmigło dwuskokowe przy dużym skoku, lecz gdy porówna się go ze śmigłem o nienastawnych łopatkach dobranym na 3050 m (albo ze śmigłem dwuskokowym nastawionym na duży skok dobrany na 3050 m) wówczas widać powiększenie mocy o 43,5%.

Przy zastosowaniu śmigła o stałych obrotach pilot podczas startu może wykorzystać całkowitą moc, jaką wytwórca silnika dopuszcza ze względu na bezpieczeństwo działania silnika. Uskutecznia to przez otwarcie przepustnicy, ażeby dać maksymalne dopuszczalne ciśnienie ładowania, i przez dostosowanie regulatora stałych obrotów do dania pełnych obrotów przewidzianych dla startu. Śmigło o stałych obrotach utrzymuje niezmienną ilość obrotów niezależnie od szybkości samolotu, powiększającej się od zerowej przy starcie do szybkości lotu. Dlatego przy niezmiennym ciśnieniu i obrotach ta pełna moc jest wykorzystana w ciągu startu i podczas wznoszenia.

W czasie wznoszenia się na wysokość przelotową stoi do dyspozycji pełna moc przy wszystkich szybkościach samolotu i na wszystkich wysokościach, dająca się osiągnąć przez niezależną regulację ciśnienia ładowania (przepustnica) i obrotów (regulator stałej szybkości). Przy dosilonych silnikach powiększa się wskutek tego zdolność wznoszenia się na wysokość przelotową w porównaniu do odpowiednich osiągów otrzymanych przy użyciu śmigieł o nie-

---

*) Ściśle biorąc, sterowanie silnika, polegające na utrzymywaniu stałego ciśnienia ładowania i stałych obrotów nie zapewnia bynajmniej stałości mocy na różnych wysokościach, gdyż moc zależy również od przeciwciśnienia na wydechu, malejącego z wysokością, i od mocy, pobieranej przez sprężarkę, również malejącej z wysokością. W związku z tym krzywa mocy ciągu śmigła dla śmigła o stałych obrotach nie będzie przebiegała poziomo, jak na rysunku, wzorowanym na oryginale angielskim, ale zajmie położenie pośrednie między linią poziomą a krzywą dla śmigła o stałym skoku. Uwaga ta nie umniejsza bynajmniej zasługi śmigła o stałych obrotach i pozostawia mu niezaprzeczalną wyższość w porównaniu do stałego skoku, aczkolwiek nie tak dużą, jak wynikałoby z wykresu (przyp. red.).

przestawialnych łopatkach, lub z regulacją dwuskokową.

Gdy wysokość przelotowa jest już osiągnięta i pilot chce zmniejszyć moc do wielkości potrzebnej do przelotu, wystarczy poprostu ustawić regulator stałej szybkości na odpowiednich obrotach i dostosować przepustnicę do przelotowego ciśnienia ładowania. Zmiana wysokości wymaga oczywiście dostosowania przepustnicy celem zachowania stałego ciśnienia ładowania, lecz liczba obrotów pozostanie niezmieniona, będąc samoczynnie utrzymywana przez regulator stałych obrotów.

Szybkość przelotowa i maksymalna jest widocznie polepszona powyżej i poniżej nominalnej wysokości przelotowej w porównaniu z osiągami, które otrzymamy przy użyciu śmigieł o łopatkach nienastawialnych lub dwuskokowych.

Dla samolotów wojskowych śmigło o stałej szybkości ma specjalną wartość, pozwala bowiem na wydostanie z silnika pełnej mocy, którą pilot będzie mógł zużyć podczas wszystkich warunków i ewolucji walki, wykluczając szkodliwe zjawisko rozbiegania się silnika, mogące wystąpić przy nurkowaniu. W lotach grupowych szybkość samolotu jest regulowana w zwykły sposób przy pomocy przepustnicy, lecz występującej przy tym zmianie mocy nie towarzyszy zmiana obrotów, ponieważ obroty silnika pozostają stałe i tylko ciśnienie ładowania ulega zmianie. Śmigło o stałych obrotach stwarza możliwość wykonywania najrozmaitszych ewolucji w locie, bez potrzeby doregulowywania przepustnicy w celu zabezpieczenia silnika od rozbiegania się.

Na wielosilnikowych samolotach stopień równomierności biegu, przy którym należy utrzymać silniki, musi być bardziej doskonały, niż w wypadku jednosilnikowego samolotu, ponieważ niewielka nawet zmiana równomierności biegu przejawia się natychmiast wypadnięciem silnika z synchronizmu.

Zdolność utrzymywania synchronizmu przez śmigła o stałych obrotach jest wyjątkowo dobra, co wskazuje na doskonałe spełnianie przez te śmigła roli regulatorów. Wiele śmigieł o stałej szybkości zainstalowanych na wielosilnikowych samolotach, włączając dwu, trzy i czterosilnikowe płatowce zademonstrowało wyraźnie powyższą zaletę.

Jednym z najbardziej niezwykłych warunków, jakim śmigło o stałej szybkości może być poddane, jest nagła zmiana skoku, wywołana koniecznością dostosowania się śmigła do raptownego otwarcia przepustnicy jednego z silników, przy pozostawieniu reszty silników obracających się równomiernie. W powyższych warunkach śmigło o stałej szybkości pracuje tak doskonale, że nie potrzeba więcej niż jedną lub dwie sekundy do powrotu silnika do synchronizmu z resztą silników. Jedynie chwilowe zmniejszenie szybkości silnika pojawia się, gdy nagle zamknąć przepustnicę na wielosilnikowym samolocie. Ta czułość śmigła o stałej szybkości sprawia to, że praktycznie nie jest możliwe odkrycie jakiejkolwiek zmiany synchronizmu silników, mogącej wystąpić przy ostrym wznoszeniu, nurkowaniu albo przy wejściu w ostry zwrot. Również godne uwagi jest to, że wielosilnikowe samoloty wyposażone w śmigła o stałej szybkości nie wykazują wypadania z synchronizmu podczas lotu w burzliwej atmosferze. Dzięki temu po jednorazowym zsynchronizowaniu istnieje możliwość dowolnego przestawiania przepustnic bez wpływania na synchronizm. Tak więc podczas wznoszenia lub schodzenia przepustnice mogą być przestawiane odpowiednio do zmiany ciśnienia powietrza bez potrzeby zwracania uwagi na synchronizację.

Zastosowanie śmigła o stałych obrotach na samolotach wielosilnikowych o dużym zasięgu pozwala na uzyskanie dużych oszczędności na paliwie ze względu na to, że istnieje wówczas możność zapewnienia silnikom najekonomiczniejszych warunków pracy zarówno podczas wznoszenia i schodzenia jak i podczas przelotu na różnych wysokościach. Przy schodzeniu z wysokości przelotowej istnieje możność podwyższenia szybkości samolotu bez zmiany ilości obrotów i mocy silnika.

W ostatnich czasach zostały przeprowadzone bardzo interesujące doświadczenia w połączeniu z samoczynną poprawką wysokościową, utrzymującą stałe ciśnienie u wlotu do gaźnika*). Przekonano się, że regulowanie mocy silnika przy pomocy śmigła o stałych obrotach przy jednoczesnym zachowaniu pełnego otwarcia przepustnicy daje duże oszczędności na paliwie.

---

*) „An Automatic Power and Mixture Control for Aircraft Engines", Guy E. Beardsley, S. A. E. Journal, August 1935, str. 301—306. Tłomaczone w „Techn. Now. Lotn." Nr. 6, czerwiec 1934, str. 1—10.

ERRATA

Wskutek niewłaściwie przeprowadzonego skrótu w artykule p. t. „Nowsze badania z dziedziny aerodynamiki i mechaniki lotu w Stanach Zjednoczonych", zamieszczonym w lipcowym numerze (str. 154), niezrozumiale wypadło zdanie następujące: „H. L. Dryden mówił ogólnie o postępach zarówno teoretycznych jak i praktycznych w tej dziedzinie". W związku z tym wyjaśniamy, że dziedzina, o której mowa, to stateczność i sterowość samolotu.

OD REDAKCJI

Wobec nawału materiału dokończenie artykułu p. t. „Konstrukcyjne zwichrzenie płata w projekcie bezogonowca" zostanie zamieszczone w numerze następnym.

PALIWO O LICZBIE OKTANOWEJ 100

OD REDAKCJI

Zdając sobie sprawę ze znaczenia, jakie odgrywa paliwo dla rozwoju silników lotniczych, staraliśmy się dotychczas informować naszych czytelników o najnowszych postępach w tej dziedzinie. Uważny czytelnik miał dzięki temu możność przekonania się, że zagraniczny konstruktor silników lotniczych uzyskał w ostatnich czasach potężnego sprzymierzeńca pod postacią paliwa o liczbie oktanowej 100, wiadomości te były jednak dotychczas podane raczej pod postacią krótkich notatek lub też ogólnych rozważań, słowem w sposób niedość konkretny. W ostatnich czasach amerykańska prasa techniczna poświęca tym zagadnieniom szczególną uwagę, o czym świadczy ogłoszenie w miesięczniku S. A. E. Journal trzech prac, zawierających szereg bardzo ciekawych i tym razem już konkretnych danych. Dowodzi to, poza aktualnością tej sprawy również tego, że Amerykanie zdobyli w tej dziedzinie tak znaczną przewagę nad Europą, że nie obawiają się już ogłoszenia pozornie szczegółowych i wyczerpujących informacji z tej dziedziny. Opierając się na tych pracach chcemy przedstawić czytelnikowi, co myśla o paliwach 100-oktanowych trzy grupy techników amerykańskich, których opinia jest w tym wypadku najbardziej miarodajna, a więc konstruktorzy silników (Raymond W. Young — „Air-Cooled Radial Aircraft-Engine Performance Possibilities", S. A. E. Journal, June 1936, str. 234 — 256), lotnictwo wojskowe (Lieut. F. D. Klein — „Future Possibilities of 100-Octane Aircraft-Engine Fuel", S. A. E. Journal, August 1936, str. 304— 312) i producenci paliw (H. E. Buc and Major Edwin E. Aldrin „A New High-Octane Blending Agent" S. A. E. Journal, September 1936. str. 333— 340).

Wstęp [2] [1])

Mniej więcej do 1928 roku paliwo lotnicze w Stanach Zjednoczonych miało liczbę oktanową 50 do 55. Wprowadzenie metod oznaczania odporności paliwa na detonację i badania pracy silników na paliwach o wysokiej wartości antydenotacyjnej pozwoliły na przyjęcie obecnie stosowanego paliwa o liczbie oktanowej 92[2]), której odpowiada według C. F. R. Motor Method około 87. Dzięki wprowadzeniu silników, wyzyskujących możliwości, jakie daje to paliwo, uzyskano w przybliżeniu 33-procentowy wzrost mocy jednostkowej w porównaniu do tego, na co pozwalały silniki dawniejsze. Większe odporności na detonację nie wydawały się do niedawna możliwe ze względu na ograniczoną produkcję i bardzo wysoki koszt potrzebnych składników.

Postępy w przemyśle rafineryjnym stworzyły w początku 1934 r. możliwości produkcji technicznego izooktanu po cenie, wytrzymującej praktyczną kalkulację. Skorzystał z tego Air Corps dla przeprowadzenia prób na silnikach lotniczych, w wyniku których przekonał się, że mieszanki z izooktanem pozwalają na uzyskanie mocy, przekraczających o 15 do 30% moce, osiągane na paliwie o liczbie oktanowej 92[3]). Zdano sobie sprawę z tego, że nowe paliwo pozwala na pójście w dwóch kierunkach: bardzo dużych mocy i bardzo niskich jednostkowych zużyć paliwa; w pierwszym wypadku należy stosować bardzo daleko posunięte sprężanie wstępne bez potrzeby zwracania uwagi na wysoki stopień sprężania, podczas gdy w drugim wypadku wysoki stopień sprężania jest nieodzowny, zaś doładowanie gra rolę tylko o tyle o ile jest potrzebne rozwinięcie dość dużej mocy dla wystartowania i zachowanie dostatecznej mocy silnika na wysokości.

Nie można zbyt dobitnie podkreślić wzajemnej zależności między rozwojem silnika i paliwa, w wyniku czego rozwój silników lotniczych na przestrzeni dłuższego czasu jest wypadkową ulepszeń paliwowych i materiałowo - konstrukcyjnych. W pewnych wypadkach umiano uzyskać wzrost mocy silników wyłącznie pod wpływem lepszego paliwa podczas gdy w innych znaczna nawet poprawa na paliwie nie da-

1) Liczby w nawiasach kwadratowych podają, na którym z artykułów, wymienionych w umieszczonym na początku wstępie „Od Redakcji", jest oparty dany rozdział lub informacja.

2) Liczby oktanowe, podane w niniejszym artykule, są wszystkie oznaczone według metody przyjętej przez amerykańskie lotnictwo wojskowe (U. S. Air Corps), określanej również jako „Army Method"; przy otrzymywanych według niej liczbach oktanowych dodaje się nieraz słowo „Army" (np. Army 100 octane). W niektórych miejscach podano liczby oktanowe według A.S.T.M. czyli C.F.R. Motor Method, przyjętej również w Polsce, przy czym w każdym wypadku zostało to wyraźnie zaznaczone. W przeciwieństwie do pierwszej, wojskowej, metoda druga jest przyjęta przez amerykańskie lotnictwo cywilne. Obie metody posługują się silnikiem C.F.R., przy czym w metodzie wojskowej średnica cylindra jest zmniejszona z 82,6 mm na 66,7 mm, obroty powiększone z 900 na 1200 obr/min, zaś temperatura cieczy chłodzącej podwyższona ze 100°C na 165°C. Ponadto detonacja jest mierzona przy metodzie wojskowej na podstawie wzrostu temperatury, przy cywilnej zaś przy pomocy iglicy detonacyjnej, reagującej na nagły wzrost ciśnienia. Należy zaznaczyć, że liczby oktanowe, uzyskane metodą wojskową są wyższe, aniżeli oznaczone metodą A.S.T.M. Różnica ta wynosi (zależnie od paliwa) 3 do 5 jednostek. Tak więc paliwo „Army 92 octane" odpowiada pod względem odporności na detonację paliwu o liczbie oktanowej około 87 według A.S.T.M., zaś „Army 100 octane" posiadałoby w naszym pojęciu liczbę oktanową, wynoszącą około 96.

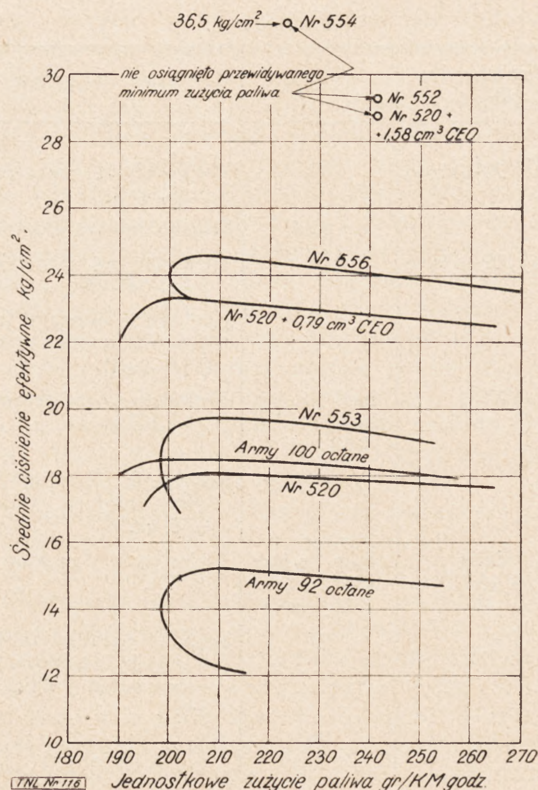
3) „Aircraft Engine Performance with 100 Octane Fuel", F. D. Klein, Journal of the Aeronautical Sciences, March 1935, str. 43—47. Tłomaczone w „Techn. Now. Lotn." Nr. 9—12, wrzesień — grudzień 1935, str. 11—16.

łaby wyraźnych zysków bez jednoczesnego przerobienia silnika. Decydujący wpływ konstrukcji silnika został wykazany w Air Corps na przykładzie silnika znanego typu, do którego wprowadzono jedynie zmianę pod postacią tłoków, stwarzających silny ruch wirowy zasysanej mieszanki. Stopień sprężania wynosił 6,2:1 przekładnia prężarki 12:1 i średnica wirnika sprężarki 216 mm. Pracując przy 2200 obr./min na paliwie o liczbie oktanowej 100, przy temperaturze powietrza przed gaźnikiem 23,3° C i temperaturze powietrza chłodzącego 17,2°, silnik ten rozwija moc 464 KM, czemu odpowiada średnie ciśnienie efektywne 8,8 kg/cm²; jednostkowe zużycie paliwa przy maksymalnej mocy wynosiło 222 gr/KMgodz. Przy tych warunkach pracy dalsze powiększanie mocy było uniemożliwione przez umiarkowaną detonację, występującą przy maksymalnej temperaturze głowicy 215° C, znacznie niższej od temperatur, towarzyszących zazwyczaj detonacji. Normalny silnik o tej samej objętości skokowej dawał 510 KM (średnie ciśnienie 9,6 kg/cm²) na paliwie o liczbie oktanowej 92 i 620 KM (średnie ciśnienie 11,7 kg/cm²) na paliwie o liczbie oktanowej 100. Złe wyniki uzyskane na silniku przerobionym należy przypisać po części specjalnym tłokom, głównie jednak wzrostowi temperatury, dawanemu przez sprężarkę, podwyższająca temperaturę powietrza do 105°, to znaczy o 82°.

Z powyższego wynika, że samo ulepszenie paliwa lub silnika nie dają dobrych wyników. Dopóki jednak rozwój silników i paliw będzie szedł w parze, jak było dotychczas i jak z całą pewnością należy oczekiwać w przyszłości, dopóty można się spodziewać pełnego wyzyskania możliwości, jakie daje najlepsze dostępne w pewnych warunkach paliwo, zastosowane na specjalnie zaprojektowanym silniku.

Próby na jednocylindrówce [2]

Celem porównania różnych typów paliw o wysokiej odporności na detonację pod względem ich zachowania się na silnikach chłodzonych cieczą o bardzo wysokiej mocy jednostkowej, Materiel Division przeprowadziła w grudniu 1935 i styczniu 1936 próby różnych typów paliw na jednocylindrówce chłodzonej cieczą o średnicy cylindra 117,4 mm, skoku 127 mm i stopniu sprężania 5,83:1. Próby przeprowadzono przy 2500 obr/min, temperaturze cieczy chłodzącej 121°, przedzwrotności zapłonu 30° i temperaturze mieszanki około 10°. Badania prowadzono przy pełnym otwarciu przepustnicy, stopniowo powiększając ciśnienie na wlocie do chwili uzyskania lekkiej detonacji przy składzie mieszanki, dającym maksymalną moc. W dalszym ciągu utrzymywano ciśnienie wlotowe niezmienione i dokonywano pomiarów przy różnych składach mieszanki, ustalając na tej podstawie średnie ciśnienie efektywne dla składów mieszanki, obejmujących zakres od mocy maksy-



Rys. 1. Próby na jednocylindrówce przy wysokiej mocy jednostkowej.

Średnica 117,4 mm; skok 127 mm; 2500 obr/min; temperatura cieczy chłodzącej 121°C; przedzwrotność zapłonu 30°; stopień sprężania 5,83:1; całkowite otwarcie przepustnicy; temperatura mieszanki około 10°.

malnej do mocy, dającej najmniejsze jednostkowe zużycie paliwa.

Rys. 1 przedstawia wyniki pomiarów, przeprowadzonych na paliwach, których skład podano na tablicy 1. Liczby oktanowe oznaczono według metody Air Corps, określonej specyfikacją 2-94. Dla paliw 552, 554 i 520 z domieszką czteroetylku ołowiu w ilości 1,58 cm³/litr nie uzyskano detonacji, wobec czego graniczną moc wyznaczyły w tym wypadku względy wytrzymałości. Każde z tych trzech paliw było zdolne do przekroczenia bez detonacji średniego ciśnienia efektywnego 36,5 kg/cm² przy bezwzględnym ciśnieniu ładowania 2390 mm Hg, co jest największym wynikiem, uzyskanym kiedykolwiek przez Materiel Division.

Moc osiągnięta na paliwie wojskowym o liczbie oktanowej 100 (Army 100-Octane) jest o 22,7% większa, aniżeli moc na paliwie o l. o. 92, co zgadza się z poprzednimi próbami. Paliwa zostały uszeregowane na wykresie zgodnie ze swymi liczbami oktanowymi za wyjątkiem paliw aromatycznych (552, 554 i 556), przecenionych przez jednocylindrówkę w porównaniu do wyników oznaczeń liczb oktanowych.

Wyniki, uzyskane na jednocylindrówce nie dadzą się zastosować dla oceny możliwości silników rzeczywistych, zwłaszcza chłodzonych powietrzem z daleko posuniętym doładowaniem bez międzystopniowego chłodzenia mieszanki.

Tablica 1.

Oznaczenie paliwa	L. okt.	OPIS PALIWA
Army 92-octane	92	Normalne wg. specyfikacji 2-95, gat. 92
520	95,2	Techniczny izooktan
Army 100-octane	100	Normalne wg. specyfikacji 2-92, gat. 100
553	100	Izooktan + benzyna lotnicza + izopentan + CEO 0,79 cm³/l
520 + CEO 0,79 cm³/l	chem. cz. izooktan + CEO 0,53 cm³/l	Techniczny izooktan + + CEO
556	92	Benzol + kalifornijska benzyna lotnicza + CEO 0,58 cm³/l
520 + CEO 1,58 cm³/l	chem. cz. izooktan + CEO 1 06 cm³/l	Techniczny izooktan + + CEO
552	97	Toluol + gazolina lotnicza o niskiej prężności par + izopentan + CEO 0,79 cm³/l
554	99	Toluol + benzol + izopentan + CEO 0,79 cm³/l

Dotychczasowe próby na tego rodzaju silnikach dowiodły, że obecnie przyjęte metody oznaczania liczby oktanowej szeregują paliwa według ich przydatności do napędu silników rzeczywistych z tą ścisłością, jakiej można oczekiwać, jeśli wziąć pod uwagę różnorodność typów silników. W związku z tym należy wyrazić przypuszczenie, że doskonałe wyniki, uzyskane na jednocylindrówce z paliwami aromatycznymi nie byłyby możliwe bez występującej podczas prób niskiej temperatury mieszanki, sprzyjającej paliwom tego rodzaju.

Zadaniem opisanych prób było przede wszystkim wybranie typów paliw, najlepiej nadających się do dalszych badań; ponadto należy stwierdzić, że otrzymane wyniki pozostają w pewnej zależności z wynikami, jakich należałoby oczekiwać w razie użycia badanych paliw do napędu chłodzonych cieczą silników przyszłości, zaopatrzonych w chłodnice międzystopniowe. Materiel Division zamierza przeprowadzić dodatkowe badania najbardziej obiecujących paliw na wysoko doładowanej jednocylindrówce chłodzonej cieczą i na normalnej jednocylindrówce chłodzonej powietrzem, stosując w obu wypadkach zmienne podgrzewanie mieszanki; przewidywane są wreszcie badania na silnikach lotniczych najnowszych typów.

Próby na silnikach lotniczych

a) Badania firmy Wright [1]

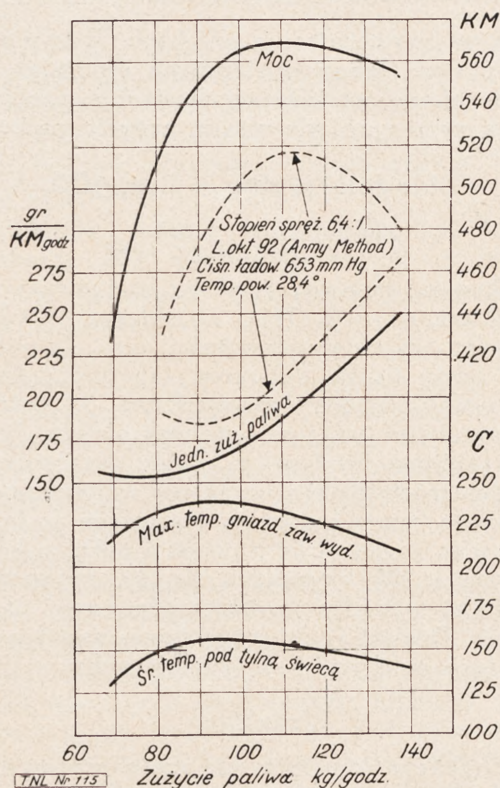
Rozpoczęcie produkcji technicznego izooktanu na skalę przemysłową w początku 1934 r. umożliwiło wojskowemu lotnictwu amerykańskiemu przeprowadzenie na silnikach lotniczych prób, których zadaniem było stwierdzenie wzrostu mocy, dającego się osiągnąć przy stosowaniu mieszanek, zawierających izooktan. Próby te zostały opisane w dawniejszej pracy F. D. Klein'a[1]). Pozostawiły one całkowicie na uboczu sprawę zużycia paliwa, poświęcając jego wielkość na rzecz mocy. I tak przeprowadzone na silniku Wright Cyclone badania wykazały coprawda możliwość podwyższenia maksymalnej mocy silnika o 24 (31) %, jednak wyniki te uzyskano przy zużyciu paliwa 363 (272) gr/KM godz. W związku z jednostronnością tych badań firma Wright przeprowadziła w sierpniu 1935 doświadczenia w zamiarze przekonania się, jak dalece pozwala paliwo o liczbie oktanowej 100 na obniżenie zużycia paliwa przez silnik w warunkach przelotowych.

Poniższy opis obejmie jedynie część prób, poświęconą badaniu pracy silnika przy niskich zużyciach paliwa. Składały się one z paru serii pomiarów, przy czym każda seria odbywała się przy stałych obrotach i ciśnieniu ładowania i składała się z szeregu odczytów, dokonywanych przy stopniowym zubożaniu składu mieszanki przy pomocy poprawki wysokościowej. Próby przeprowadzono na silniku Wright Cyclone Model R1820G z przekładnią sprężarki 5,95:1, różniącym się od normalnego modelu jedynie specjalnymi tłokami, dającymi stopień sprężania 7,85:1. Na rys. 2 przedstawiono wyniki, otrzymane w jednej z serii, a mianowicie zależność mocy, jednostkowego zużycia paliwa, oraz temperatur (gniazda zaworu wydechowego i pod tylną świecą) od całkowitego zużycia paliwa przez silnik, malejącego wraz z zubożaniem mieszanki. Jak widać, minimalne zużycie paliwa, pozostające poniżej 160 gr/KMgodz, zostało uzyskane przy temperaturach, nie budzących żadnych obaw. Z innych wykresów, podanych w oryginalnej pracy R. W. Young'a, wynika, że podobna wielkość minimalnego zużycia paliwa została uzyskana przy mocy 450 KM, że natomiast minimum zużycia paliwa przy mocach 600 i 800 KM wyniosło odpowiednio 170 i 215 gr/KMgodz, co również jest wynikiem wybitnym z uwagi na wyższe moce.

Badania firmy Wright objęły również silnik tego samego modelu, jednak z przekładnią sprężarki 7:1. Seria pomiarów z zubożaniem mieszanki, przeprowadzonych przy mocy 560 KM i 1800 obr/min doprowadziła do minimalnego zużycia paliwa, wynoszącego 168 gr/KMgodz, jednak przy lekkich objawach detonacji, co należy przypisać stosunkowo wysokiej temperaturze powietrza przed gaźnikiem (33°) i wysokiej przekładni sprężarki.

Próby firmy Wright wykazały, że paliwo wysokooktanowe pozwala silnikowi gaźnikowemu o zapalaniu elektrycznym na wkroczenie w zakres zużyć paliwa, które były doniedawna wyłączną domeną silników Diesla. Nie znaczy

[1]) Patrz odnośnik [3]) na str. 194.



Rys. 2. Wpływ położenia poprawki wysokościowej na osiągi silnika Wright Cyclone Model R1320G przy użyciu paliwa o liczbie oktanowej 100; 550 KM przy 1800 obr/min.

Stopień sprężania 7,85:1; przekładnia sprężarki 5,95:1; ciśnienie ładowania 696 mm Hg; temperatura powietrza przed gaźnikiem 37,8°; temperatura powietrza chłodzącego 32,2°. Próba przeprowadzona na dynamometrze elektrycznym dnia 12 sierpnia 1935 r.

to oczywiście, aby zagadnienie pracy silników na paliwie o liczbie oktanowej 100 przy zużyciu rzędu 160 gr/KMgodz było całkowicie rozwiązane. Od wyników, uzyskanych na hamowni, do stałej eksploatacji silników w locie na podobnie niskich zużyciach paliwa prowadzi droga dość daleka, w każdym razie jednak to co dotychczas zrobiono w pełni usprawiedliwia wkroczenie na tę drogę przez konstruktorów silników i producentów paliw.

b) Badania Materiel Division [2].

Celem uzyskania dodatkowych informacji o pracy silników lotniczych na paliwie o liczbie oktanowej 92 oraz na różnych typach paliw o liczbie oktanowej 100 zostały przeprowadzone w Materiel Division próby na silniku Wright Cyclone. Poza normalnymi paliwami wojskowymi o liczbach oktanowych 92 i 100 objęto próbami również mieszankę toluolową, na którą zwrócono uwagę w wyniku prób na jednocylindrówce. Wobec zużycia pierwszej partii tej mieszanki sprowadzono nową ilość, jednak jej liczba oktanowa okazała się wyższa; pierwotna mieszanka, oznaczona numerem 552 (patrz tablica 1), miała liczbę oktanową 97, zaś druga partia mieszanki toluolowej, którą oznaczono jako paliwo Nr. 560 miała liczbę oktanową powyżej 100, co należy przypisać zastosowaniu składników o nieco innych własnościach, nie zaś składowi, który dla obu mieszanek był ten sam.

Próby były przeprowadzone w szeregu serii, różniących się między sobą otwarciem przepustnicy i ilością obrotów. Każdą serię rozpoczynano od nastawienia żądanej mocy i obrotów przy optymalnym ustawieniu poprawki, poczem unieruchomiano przepustnicę i dokonywano szeregu odczytów przy stopniowym zubożaniu regulacji poprawką. Niska szybkość powietrza chłodzącego miała pomagać w wykrywaniu detonacji na podstawie wzrostu temperatur.

Dotychczas przeprowadzone próby nie wyczerpują przygotowanego programu; polegały one na porównaniu przy 1837 obr/min:

1) Army 92 octane i Army 100 octane przy 570 KM i przekładni sprężarki 10:1;

2) mieszanek toluolowej i izooktanowej o l. o. 100 przy 637 KM i przekładni 10:1;

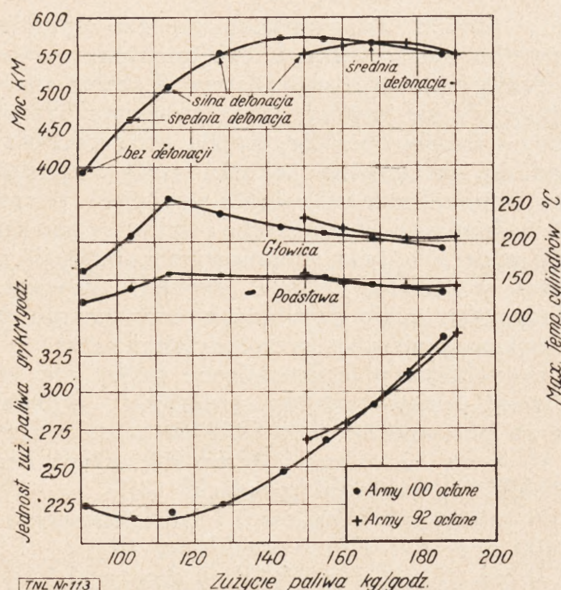
3) jak 2), tylko przekładnia sprężarki 7,14:1.

Pierwsza seria przedstawia warunki przelotowe, otrzymane przez zejście po krzywej dławionej do 87,5% obrotów nominalnych, co daje 67% mocy nominalnej. Serie druga i trzecia przedstawiają przy dwóch różnych przekładniach sprężarki maksymalną dopuszczalną moc przelotową, wynoszącą 75% mocy nominalnej.

Tablica 2.

Nr serii	Temp. pow. przed gaźnikiem, °C	Temp. mieszanki °C	Stosunek paliwo/powietrze
1	24.5	72,2 — 83,8	0.040 — 0,104
2	22,8	71,1 — 84,4	0.062 — 0,106
3	23,9	40,6 — 54,4	0,052 — 0,102

Tablica 2 przedstawia temperatury powietrza przed gaźnikiem i mieszanki paliwa z powietrzem oraz składy tej mieszanki, występujące podczas każdej z serii. Rys. 3 podaje wyniki pierwszej serii pod postacią zależności mocy, temperatur cylindrów i jednostkowego zużycia od całkowitego zużycia paliwa. Dopuszczalne maksyma temperatur dla badanego silnika wynoszą 260° dla głowicy i 163° dla podstaw cylindrów, wobec czego pomiary w sąsiedztwie maksymum krzywej temperatur głowic (dla paliw o l. o. 100) zostały przeprowadzone możliwie szybko, gdyż dłuższa praca silnika w tych warunkach byłaby dla niego niewskazana. Dalsze zubożanie obniżyło temperatury i zużycie paliwa, co jest zresztą objawem znanym. Uzyskanie na paliwie o liczbie oktanowej 92 minimum krzywej zużycia paliwa nie było możliwe ze względu na silną detonację. Należy zwrócić uwagę, że widoczna na rys. 3 różnica w mocy, uzyskanej na obu paliwach, jest nieistotna, gdyż dla każdego z paliw usiłowano ustawić moc tak bliską arbitralnie przyjętej wielkości, jak na to pozwala dokładność pomiaru. Istotnym wnios-



Rys. 3. Porównanie paliw o liczbie oktanowej 100 i 92 przy stałym ustawieniu przepustnicy i zmiennym położeniu poprawki wysokościowej.

Silnik Cyclone; stopień sprężania 6,45:1; przekładnia sprężarki 10:1; średnica wirnika 279,4 mm; 1837 obr/min.

kiem, płynącym z rys. 3, jest możność uzyskania na paliwie o liczbie oktanowej 100 zużycia, wobec którego zużycie na paliwie o l. o. 92 jest o 19,7% wyższe.

Z przedstawionych w oryginalnej pracy wykresów dla serii 2) i 3), o charakterze zbliżonym do rys. 3, nie udało się wyciągnąć definitywnych wniosków o wzajemnej przydatności mieszanek toluolowej i izooktanowej. Seria, przeprowadzona na silniku o przekładni sprężarki 10:1, wykazała że paliwo toluolowe pozwala na dalej posunięte zubożenie mieszanki paliwa z powietrzem, aniżeli paliwo izooktanowe, dla którego nie udało się uzyskać minimum na krzywej jednostkowego zużycia paliwa, wskutek detonacji. Na silniku o przekładni sprężarki 7,14:1 (seria 3) silnik pracował bez detonacji na obu paliwach, wskazując tym razem, że izooktan pozwala na uzyskanie cokolwiek niższego zużycia jednostkowego (niżej położone minimum krzywej), aniżeli toluol. Poza tym porównanie wyników serii 2) i 3) wskazało na zupełnie oczywistą okoliczność, że jednostkowe zużycie paliwa jest większe dla większej przekładni sprężarki, co się tłomaczy większą mocą, pobieraną przez sprężarkę o większej przekładni.

Należy zwrócić uwagę na to, że próby Materiel Division nie wskazały na możliwości obniżenia jednostkowego zużycia paliwa, jakie daje paliwo o liczbie oktanowej 100, co należy przypisać temu, że silniki, użyte do przeprowadzenia prób miały normalny stopień sprężania wynoszący 6.45:1, podczas gdy poprzednio opisane próby firmy Wright odbyły się na silniku o stopniu sprężania 7,85:1. W niedalekiej przyszłości będą przeprowadzone przez Air Corps próby wytrzymałości na silnikach Wright Cyclone i Twin Wasp o stopniach sprężania 8:1, w warunkach, naśladujących start i moc przelotową przy możliwie niskim zużyciu paliwa.

Składniki paliw o l. o. 100

Jak już wielokrotnie pisano, współczesne paliwo o liczbie oktanowej 100 składa się z frakcyjnej benzyny lotniczej o wysokiej liczbie oktanowej (ok. 74) i z jakiegoś składnika o bardzo wysokiej odporności na detonację, przy czym liczba oktanowa tak sporządzonej mieszaniny zostaje doprowadzona do potrzebnej wysokości przez czteroetylek ołowiu. Ponieważ zarówno benzyna o liczbie oktanowej 74 jak i czteroetylek ołowiu są już wytwarzane od dłuższego czasu i szeroko stosowane w lotnictwie, więc zagadnienie produkcji paliw o liczbie oktanowej 100 sprowadza się do wytworzenia składnika o bardzo wysokiej odporności na detonację. Poniżej będą rozpatrzone współcześnie istniejące możliwości w tym kierunku.

Izooktan.

Produkcja izooktanu na skalę przemysłową została rozpoczęta w początku 1934 r. Podstawowym surowcem do jego produkcji są gazy, otrzymywane w rafineriach jako produkt uboczny, a więc naprzykład przy krakingu. Z gazów tych izoluje się butan i butylen, z niego otrzymuje się izobutylen, który podlega następnie polimeryzacji na dwuizobutylen. Ostatnim procesem jest uwodornienie dwuizobutylenu na izooktan. Nawiasem mówiąc, paliwa wysokooktanowe mogłyby być również otrzymywane przy użyciu dwuizobutylenu, którego liczba oktanowa jest zbliżona do 100 jednak materiał ten posiada słabą wrażliwość na czteroetylek ołowiu, przy założeniu zatem pewnej nieprzekraczalnej ilości czteroetylku w paliwie domieszka dwuizobutylenu, potrzebna dla uzyskania mieszanki o liczbie oktanowej 100 musiałaby być wyższa, aniżeli potrzebna do tego samego celu domieszka izooktanu. Przeciwko stosowaniu dwuizobutylenu jako składnika paliw lotniczych przemawia jeszcze to, że materiał ten przerabia się na izooktan przy pomocy bardzo prostej instalacji i z wydajnością zbliżoną do 100%. Izooktan można również otrzymywać z gazu ziemnego, ściśle biorąc z butanu, wchodzącego w skład t. zw. gazów ziemnych mokrych, to znaczy takich, z których można otrzymywać gazolinę.

Tablica 3 podaje własności izooktanu chemicznie czystego. Izooktan techniczny różni się od niego szerszymi granicami wrzenia (destyluje w granicach około 20°) i nieco niższa liczba oktanową, wynoszącą 99.5. Jak wynika z własności izooktanu, w stanie czystym nie nadawałby się on jako paliwo do silników gaźnikowych, a to ze względu na zbyt wąskie granice wrzenia i małą lotność[1]); ten wzgląd obok zbyt

wysokiej ceny zdecydował o tem, że izooktan jest stosowany jedynie jako domieszka do paliw lotniczych, przyczem jego zawartość w paliwie Army 100 octane wynosi zazwyczaj ok. 50%. Typowe własności takiego paliwa lotniczego są podane w tablicy 4.

Eter izopropylowy [3].

Obok izooktanu praktyczne znaczenie jako wysokooktanowy dodatek do paliw lotniczych zyskał przed niedawnym czasem eter izopropylowy. ($C_3H_{14}O$), wprowadzony przez koncern Standard w Stanach Zjednoczonych. Wobec bardzo niedawnego ukazania się tego paliwa należy mu poświęcić więcej miejsca, aniżeli izooktanowi, czego nie należy jednak uważać za dowód wyższości eteru izopropylowego nad izooktanem.

W przeciwieństwie do eteru etylowego (normalnie nazywanego „eterem"), który jest gwałtownym środkiem detonacyjnym, eter izopropylowy wraz z niektórymi innymi eterami okazał się niezwykle skutecznym paliwem antydetonacyjnym. Doświadczenia nad przydatnością tego paliwa i nad jego wytwarzaniem są prowadzone już od ośmiu lat i ich wynik w połączeniu z wynikiem prób na silniku wskazują, że ma się do czynienia z nowym, bardzo ważnym sojusznikiem w rozwiązaniu zagadnienia wysokooktanowych paliw lotniczych.

Tablica 3.

	Eter izopropylowy	Chem. czysty izooktan	Benzen
Temp. wrzenia °C przy 760 mm. Hg	67.8	99,4	79,4
Ciężar właśc. przy 20°C .	0,725	0,691	0,878
Temp. zamarzania °C . .	— 87,2	— 90	+ 5,6
Ciepło parowania, Kal/kg	68,2	72,2	94,4
Wartość opałowa górna, Kal/kg	9390	11430	9800
Wartość opałowa dolna, Kal/kg	8660	10660	9440
Prężność par wg. Reida, kg/cm² przy 37,8°C . .	0,37	0,15	0,22

Podstawowym surowcem do produkcji eteru izopropylowego jest propylen, występujący w gazach rafineryjnych (np. pokrakingowych). Własności fizyczne eteru izopropylowego są przedstawione na tablicy 3. Mimo niskiej temperatury wrzenia jego prężność par pozostaje poniżej maksymum, przepisanego dla paliw lotniczych. Temperatura krystalizacji jest również bardzo niska i nie budzi obaw, łączących się ze stosowaniem benzolu i mieszanek benzolowych. Utajone ciepło parowania, niższe aniżeli dla benzolu, jest zbliżone do ciepła parowania izooktanu; jest to również okolicznością przychylną, gdyż ciepło parowania mniejsze pociągnęłoby za sobą mniej energiczne chłodzenie mieszanki a zatem mniejszą moc maksymalną silnika, podczas gdy nadmierne ciepło parowania zwiększyłoby skłonność do zamarzania gaźnika. Wartość opałowa jest mniejsza od wartości opałowej izooktanu i benzenu, na podstawie czego należałoby się liczyć ze zmniejszeniem zasięgu samolotu na danej ilości paliwa lub z koniecznością powiększenia objętości zbiorników samolotu dla przelecenia pewnej odległości. Jak wiadomo, wadę tę ma również alkohol napędowy, jednak w silniejszym stopniu. Zmniejszenie wartości opałowej paliwa zależy od zawartości eteru izopropylowego w mieszance; jak można przypuszczać, wada ta może być skompensowana przez dalej posunięte zubożenie mieszanki paliwa z powietrzem bez nadmiernych temperatur głowic.

Specjalną uwagę zwrócono w Stanach Zjednoczonych na zdolność eteru izopropylowego i sporządzonych na nim mieszanek do rozpuszczania wody. Badania, opisane w oryginalnym artykule, których tu nie przytaczamy, wykazały, że zdolność ta występuje w minimalnym stopniu, dzięki czemu paliwa z eterem izopropylowym mogą być magazynowane i wydawane pod ciśnieniem wody; jest to bardzo ważne w warunkach amerykańskich wskutek rozpowszechnienia tego rodzaju instalacji paliwowych, w naszych warunkach natomiast zaleta ta nie gra roli. Ponadto zajęto się również zbadaniem, ile wody wytrąca się pod postacią lodu przy niskich temperaturach z mieszanek, zawierających eter izopropylowy. I te badania nie wykazały również przeszkód przeciwko stosowaniu eteru izopropylowego.

Mieszanki z eterem izopropylowym odznaczają się dużą odpornością na utlenianie (miara odporności na tworzenie gum), a ponadto wykazują minimalną zawartość gum pierwotnych. Obecnie prowadzone są badania z długotrwałym magazynowaniem tego rodzaju paliw celem potwierdzenia wniosków, wyciągniętych z badań laboratoryjnych.

Tablica 4 podaje charakterystyki paliw o liczbie oktanowej 100, a między nimi paliwa z eterem izopropylowym, które, jak wynika z tablicy, spełnia wymagania, stawiane przez amerykańskie lotnictwo wojskowe.

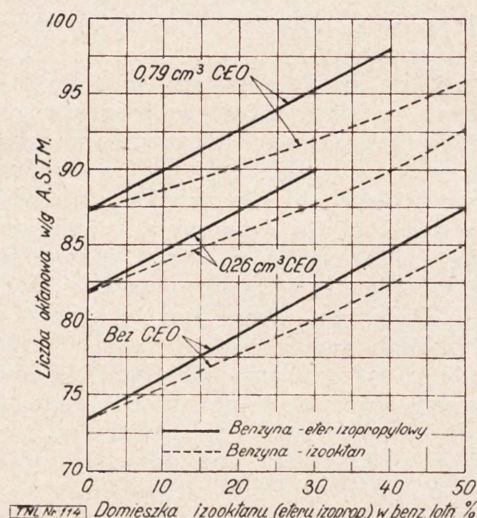
Wielką zaletą eteru izopropylowego jest jego wysoka zdolność do podnoszenia liczby oktanowej, wynikająca wyraźnie z rys. 4. Jak widać, liczba oktanowa 100 może być uzyskana z benzyny o liczbie oktanowej 74 przez dodanie do niej 40% eteru izopropylowego i czteroetylku ołowiu w ilości, nieprzekraczającej 0,79 cm³ na litr (3 cm³ na U. S. gallon). Uzyskanie tej

---

1) „Iso-octane, the Future Development of High Anti-knock Aviation Fuels", E.L. Bass, Shell Aviation News, December 1934, str. 9 i January 1935, str. 13. Tłomaczone w „Techn. Now. Lotn." Nr. 3, marzec 1935, str. 1—14.

Tablica 4.

	Wymagania dla gat. 100 U. S. Army Spec. No. 2—92	Nowe paliwo 100-oktanowe 40% eteru izopr. w benz. lotn.	Paliwo 100-okt. 45% izooktanu w benz. lotn.	Typowa benzyna lotnicza	Typowe paliwo handlowe o l. okt. 100
L. Oktanowa (Army method)	100	100	100	74—ASTM	100
CEO, cm³/l	3 max	3	3	—	3
Zaw. gum po przyśpieszonym starzeniu, mg/100 cm³	10 max	9,8	5,0	2,0	2,0
Destylacja:					
przy 70° przechodzi %	—	22,0	8,0	19,0	15,0
przy 75° odparowuje %	10 min	47,5	14,0	32,0	21,5
przy 100° odparowuje %	50 min	90,0	64,0	83,5	68,0
przy 135° odparowuje %	90 min	99,0	—	98,0	—
Prężność par wg. Reida, kg/cm²	0,49 max	0,42	0,42	0,46	0,47
Temp. krystalizacji °C	—60 max	poniżej —100	poniżej —100	poniżej —60	poniżej —60
Wartość opałowa górna, Kal/kg	—	10740	11540	11660	—
Wartość opałowa dolna, Kal/kg	—	10000	10760	10880	—



Rys. 4. Liczby oktanowe mieszanek benzyny z izooktanem i eterem izopropylowym, z czteroetylkiem ołowiu i bez.

samej liczby oktanowej przy pomocy izooktanu wymagałoby dodania tego paliwa w ilości, przekraczającej 40%. Omawiana zaleta eteru izopropylowego stwarza możliwość uzyskania liczby oktanowej 100 przy oparciu się o większą różnorodność benzyn, niż w wypadku oparcia się o izooktan. Można to inaczej wyrazić w ten sposób, że wrażliwość liczby oktanowej benzyn lotniczych na domieszkę eteru izopropylowego jest większa, aniżeli wrażliwość na izooktan.

Jak już zaznaczono, stosunkowo niska wartość opałowa eteru izopropylowego nakazywałaby oczekiwać odpowiedniego zwiększenia zużycia paliwa a zatem obniżenia zasięgu samolotu. W rzeczywistości wada ta być może nie będzie odczuta, istnieją bowiem dwie możliwości skompensowania jej. W pierwszym rzędzie więc wyższość mieszanek z eterem izopropylowym w porównaniu do mieszanek z izooktanem pod względem liczby oktanowej pozwoli na pracę silników przy wyższym stopniu sprężania i na obniżenie dzięki temu zużycia paliwa. Ponadto istnieją dane na to, że nawet przy tych samych liczbach oktanowych paliwo z eterem izopropylowym pozwoli na dalej posunięte zubożenie mieszanki paliwa z powietrzem, aniżeli paliwo z izooktanem. Jest rzeczą oczywistą, że dyskusja ta dotyczy jedynie porównania między sobą paliw o liczbie oktanowej 100, i że paliwo z eterem izopropylowym o liczbie oktanowej 100 będzie pod każdym względem przewyższało wszelkiego rodzaju inne paliwa o niższych liczbach oktanowych.

Należy jeszcze zwrócić uwagę na dodatkowe możliwości, jakie daje łączne zastosowanie eteru izopropylowego i izooktanu do sporządzania paliw o liczbie oktanowej 100. Przez wprowadzanie tych składników do benzyny w różnych stosunkach można zmieniać lotność uzyskanej mieszanki w dość szerokich granicach, dostosowując się do różnych wymagań.

Możliwości produkcyjne i ceny

Równolegle z wprowadzaniem jakiegoś nowego materiału napędowego należy szczegółowo zbadać możliwości produkcyjne, wynikające z ilości dostępnych w danym kraju surowców. Takimi surowcami, wyzyskiwanymi w Stanach Zjednoczonych dla produkcji paliw wysokooktanowych, są gazy rafineryjne: butan lub butylen (izooktan) i propylen (eter izopropylowy). W oparciu się o te surowce istnieje możliwość rocznego wytworzenia w Stanach Zjednoczonych około 1,290,000,000 litrów eteru izopropylowego [3] i około 790,000,000 litrów izooktanu. Jeśli zważyć, że zużycie paliwa lotniczego w Stanach Zjednoczonych jest oceniane w roku 1936 na 335,000,000 litrów [3] i że zarówno eter izopropylowy jak i izooktan pozwa-

lają na wytworzenie ilości paliwa lotniczego przeszło dwukrotnie większej, wówczas łatwo się przekonać, że potencjalna produkcja paliwa lotniczego o liczbie oktanowej 100 przekracza w Stanach Zjednoczonych przeszło dziesięciokrotnie obecne zużycie paliwa lotniczego.

Obecna cena paliwa o liczbie oktanowej 100 nie osiągnęła jeszcze swego ostatecznego poziomu ze względu na stosunkowo niewielkie ich zapotrzebowanie. Słowo „stosunkowo", należy oczywiście odnieść do warunków amerykańskich takie bowiem liczby, jak 7,000,000 litrów paliwa o liczbie oktanowej 100, zużytego przez wojskowe lotnictwo amerykańskie przez rok budżetowy zaczynający się od 1 lipca 1935, lub 10,700,000 litrów, przewidywane na rok następny, wydają się w naszych warunkach imponujące [2]. Obecne ceny paliwa o liczbie oktanowej 100, opartego na izooktanie, wynoszą nie więcej, niż 27 centów za U. S. gallon (ok. 38 gr. za litr) [1], i według innej oceny spadną do 16 centów za U. S. gallon (ok. 23 gr. za litr) [2] wówczas, gdy paliwo to wejdzie do powszechnego użytku. W tym stanie rzeczy cena tego paliwa będzie przekraczała cenę obecnie używanego paliwa o liczbie oktanowej 87 o 2 centy na gallonie, czyli o około 14%.

Opłacalność

Z punktu widzenia użytkownika zalety paliwa wysokooktanowego najwyraźniej wyjdą na jaw przez obliczenie oszczędności na zużyciu paliwa podczas długodystansowego lotu, uzyskanych dzięki użyciu paliwa o liczbie oktanowej 100. Opierając się na wynikach, uzyskanych przez firmę Wright, można przyjąć, że przy zastosowaniu paliwa o liczbie oktanowej 100 powstanie możliwość odbycia przelotu na jednostkowym zużyciu paliwa 170 gr/KMgodz pod warunkiem dobrania właściwego składu mieszanki paliwa z powietrzem. W porównaniu z zużyciem 215 gr/KM godz, osiągalnym w tych samych warunkach na paliwie o liczbie oktanowej 92, da to oszczędność 22,5 kg paliwa na godzinę przy pomocy przelotowej 500 KM. Dla czterosilnikowego wodnopłatowca spowodowana tym oszczędność podczas czterogodzinnego lotu wyrazi się liczbą 900 kg; da to możliwość odpowiedniego podwyższenia ciężaru użytecznego lub też podwyższenia zasięgu samolotu.

W pracy F. D. Kleina [2] również są podane przykłady, mające wykazać liczbowo oszczędności, płynące ze stosowania paliw o liczbie oktanowej 100. Dotyczą one silników o mocy 850 KM, przy czym w jednym wypadku rozważany jest dwusilnikowy samolot komunikacyjny, utrzymujący połączenie w obrębie Stanów Zjednoczonych przy mocy przelotowej, równej 67% nominalnej, w drugim wypadku zaś chodzi o samolot czterosilnikowy do komunikacji transoceanicznej, pracujący na mocy przelotowej, wynoszącej 60% nominalnej. Dla paliwa o liczbie oktanowej 87 przyjęto zużycie przelotowe 200 gr/KM godz, dla liczby oktanowej 100 zaś — 175 gr/KM godz. Koszt paliw został przyjęty na 3,7 centa za litr paliwa o liczbie oktanowej 87 i 4,22 centa za litr paliwa o liczbie oktanowej 100, która to różnica w cenie ustali się zapewne po przyjęciu paliwa o liczbie oktanowej 100 do powszechnego użytku.

Wypadek 1 (Komunikacja lądowa)

	Paliwo o liczbie oktanowej	
	87	100
kg. paliwa na godzinę	228	197
litrów pal. na godz.	318	273
koszt paliwa na godz.	11,75 dol.	11,53 dol.
oszczędność, kg/godz.		31

Wypadek 2 (komunikacja transoceaniczna)

	Paliwo o liczbie oktanowej	
	87	100
kg paliwa na godzinę	407	351
litrów pal. na godz.	568	489
koszt paliwa na godz.	20,98 dol.	20,68 dol.
oszczędność, kg/godz.		56

Jak widać, mimo wyższej ceny paliwa o liczbie oktanowej 100, zmniejszenie zużycia paliwa pociąga za sobą niższy koszt paliwa. Zwiększenie obciążenia użytecznego jest dodatkowym zyskiem, który mógłby usprawiedliwić wyższą nawet różnicę ceny między rozpatrywanymi paliwami. W wypadku przelotu z Kalifornii do wysp Hawajskich (odległość 3880 km) szybkość 225 km/godz pozwoliłaby na przebycie tej odległości w przeciągu 17 godzin 12 minut i, przy użyciu paliwa o liczbie oktanowej 100, na podwyższenie obciążenia użytecznego o 960 kg. Zamiast tego można oczywiście wyzyskać możliwości, jakie daje paliwo o liczbie oktanowej 100, w kierunku zwiększenia zasięgu lub podwyższenia szybkości przelotowej. W razie stosowania paliwa o liczbie oktanowej 100 do silników, pracujących przy podwyższonym stopniu sprężania, których moc jednostkowa nie różniłaby się od obecnie stosowanych silników, pracujących na paliwie o liczbie oktanowej 87, nie należy oczekiwać przegrzewania się silników przy bardzo niskim zużyciu paliwa, gdyż dzięki wysokiemu stopniowi sprężania straty cieplne wypadną niższe. Korozja silników nie powiększy się, gdyż domieszka czteroetylku ołowiu pozostanie bez zmiany, a nawet dla silników stosowanych w lotnictwie wojskowym ulegnie obniżeniu.

Powyższe rozważania dotyczą wyłącznie lotnictwa komunikacyjnego, gdzie ścisła kalkulacja odgrywa znacznie większą rolę, aniżeli w lotnictwie wojskowym. W tym ostatnim wypadku sprawa kosztu paliwa gra znacznie mniejszą rolę i ustępuje przed urzeczywistnianym za wszelką cenę dążeniem do polepszania osiągów samolotu. Pod tym względem paliwo o liczbie oktanowej 100 daje, jak widzieliśmy, zupełnie wyjątkowe możliwości.

Zakończenie

Dotychczas przeprowadzone prace i badania wskazują wyraźnie na wybitne zalety paliw o liczbie oktanowej 100 i na szerokie możliwości, jakie one otwierają przed konstruktorami silników. Możliwości te idą w dwóch kierunkach. Z jednej strony usiłowania będą zwrócone w kierunku konstrukcji silników, przeznaczonych do samolotów o bardzo dużym zasięgu a więc o możliwie niskim jednostkowym zużyciu paliwa, uzyskanym dzięki bardzo wysokiemu stopniowi sprężania. Z drugiej strony będą budowane silniki dla samolotów o niewielkim zasięgu, zapewniające im bardzo wielką szybkość poziomą i wznoszenia; silniki te będą pracowały przy bardzo wysokim doładowaniu i niewielkim stopniu sprężania. Oczywiście powstanie również szereg typów kompromisowych.

Specjalne składniki, które umożliwiły uzyskanie paliwa o liczbie oktanowej 100 przy wprowadzeniu niewielkiego stosunkowo dodatku czteroetylku ołowiu, pozwalają ponadto na otrzymanie paliw o liczbie oktanowej 80 bez czteroetylku ołowiu i o liczbie oktanowej 87 również bez lub z minimalną domieszką czteroetylku ołowiu, (nie wyżej 0,13 cm^3 na litr). Jest to bardzo ważne, pozwala bowiem na częściowe lub całkowite usunięcie trudności, które za sobą pociąga czteroetylek ołowiu.

Na podstawie powyższego definitywne wkroczenie lotnictwa na drogę stosowania paliwa o liczbie oktanowej 100 zdaje się nie ulegać najmniejszej wątpliwości. Pozostawiając na uboczu wypływające z tego wnioski, dotyczące przyszłego rozwoju silników, zwrócę uwagę na konieczność rozpoczęcia przez polski przemysł naftowy prac, które doprowadziłyby do produkcji paliw tego rodzaju w Polsce. Prace nad rozwiązaniem tego zagadnienia powinny być rozpoczęte od ścisłych obliczeń, których ostatecznym wynikiem powinna być odpowiedź na następujące pytania:

a) na jakim surowcu należy oprzeć produkcję paliw wysokooktanowych i jaka jest rozporządzalna jego ilość;

b) jaki rodzaj paliwa wysokooktanowego jest w naszych warunkach najwłaściwszy;

c) jakie są możliwości produkcyjne wybranego paliwa, wynikające z ilości rozporządzalnego surowca i z wydajności gotowego produktu w stosunku do przerabianego surowca;

d) jaki jest koszt potrzebnych inwestycji;

e) ile wyniesie prawdopodobny koszt paliwa wysokooktanowego. *J. T.*

LOTNICTWO NA WYSTAWIE PRZEMYSŁU METALOWEGO I ELEKTROTECHNICZNEGO W WARSZAWIE

WYSTAWA PRZEMYSŁU LOTNICZEGO

Na wystawie przemysłu metalowego i elektrotechnicznego lotnictwo zajmuje poczesne miejsce. W dwóch pawilonach, które pamiętamy z ostatniego Challenge'u, gdy służyły samolotom zawodników jako hangary, Zrzeszenie Polskich Przemysłowców Lotniczych zgrupowało eksponaty, obrazujące dosyć dokładnie stan tej gałęzi przemysłu. Obok gotowych samolotów i silników, wystawiono pokaźną ilość surowców, półfabrykatów, gotowych części i akcesoriów pochodzenia krajowego. Nietylko laik, ale i fachowiec, nie stykający się stale z przemysłem lotniczym, zdumiony jest różnorodnością polskiej produkcji w tej dziedzinie. Zanim przejdziemy do wniosków, omówimy pokrótce to, co pokazano zwiedzającym.

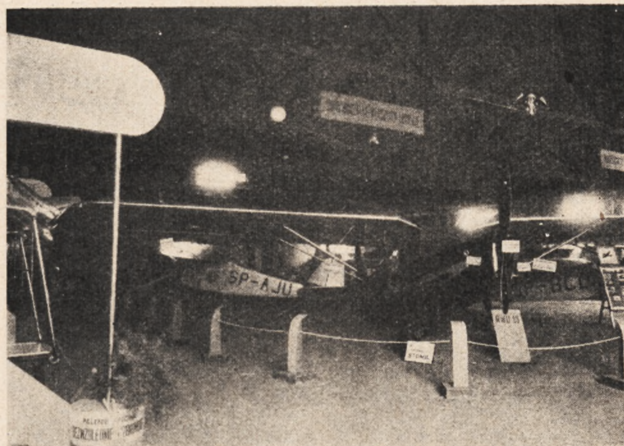
Najmniej ciekawie przedstawiają się może samoloty. Jedyną maszyną, którą poraz pierwszy pokazano publiczności, jest treningowy dwupłatowiec PWS 16-bis z silnikiem Wright-Whirlwind 220 KM. Jest to ostatnie ogniwo długiej ewolucji tego samego typu PWS 12, PWS 14 i PWS 16 i wyróżnia się podobno swemi własnościami lotnymi. Z wojskowych maszyn oglądać można jeszcze myśliwską PZL P-11-C (silnik Merkury VS2), uzbrojoną w cztery karabiny maszynowe i bojową PZL 23 (silnik Pegaz VIII). Szybkość maksymalną tej ostatniej podano 345 km/godz. na wysokości 4000 m. Szkoda, że pokazano tu prototyp z przed dwóch lat, gdy zagranicą (na wystawach w Sztokholmie i w Sofii) można było oglądać najnowszy, znacznie ulepszony prototyp.

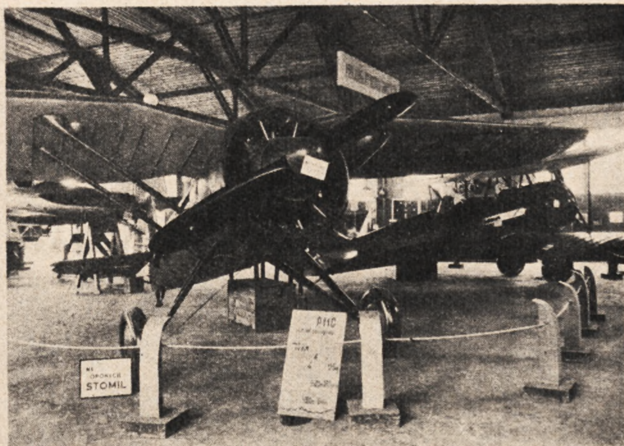
W dziale lotnictwa cywilnego pokazano trzy samoloty, wszystkie pochodzące z Doświadczalnych Warsztatów Lotniczych: RWD-5, na którym mjr. Skarżyński zdobył Atlantyk Południowy; samolot ten, zdaje się, już od dłuższego czasu pełni funkcję wędrownego eksponatu; szkolny RWD-8, obecnie niemal wyłącznie używany w naszych aeroklubach, wreszcie RWD-13, będący trzymiejscowa przeróbką na silnik rzędowy zwycięskiej w Challenge'u RWD-9.

Nowa Lubelska Wytwórnia Samolotów, która przejęła fabrykę po firmie Plage i Laśkiewicz, nie wystawiła żadnych swoich maszyn; to samo odnosi się do Wojskowych Warsztatów Szybowcowych, które niedawno rozpoczęły pracę w Krakowie.

Wystawiony zespół samolotów nie reprezentuje sobą, niestety, maksymum wysiłku, na jaki powinni byli się zdobyć wystawcy dla należytego zapoznania zwiedzających z naszą produkcją samolotów. Wydaje się, że nasz przemysł płatowcowy mógłby więcej pokazać, i to nowych maszyn, nawet nie naruszając zasad tajności. Nie tak dawno, naprzykład, bo na pokazach, zorganizowanych przy sposobności Gordon-Bennetta, widzieliśmy zgrabną RWD-16. Niepełne wyzyskanie możliwości, jakie dawała obecna wystawa wytwórniom samolotów, jest tem godniejsze pożałowania, że jest to pierwsza od wielu lat sposobność (ostatnio wystawa Komunikacyjna w 1930 r.) zaprezentowania naszej produkcji lotniczej na szerszym forum.

Obok samolotów L. O. P. P. wystawiła dwa szybowce najnowszej konstrukcji, zbudowane oba w Warsztatach Szybowcowych w Warszawie: wyczynowy „SG 3-bis/36" o smukłych liniach i szkolny „Czajka-





Rys. 1. Fragmenty wystawy przemysłu lotniczego na WMEI. Z lewej strony wnętrze pawilonu 29, z prawej — 30.

bis" o kadłubie kratowym z kabinką dla pilota. Aerostatykę reprezentuje Wojskowa Wytwórnia Balonowa, która wystawiła balon „Kościuszko" z powłoką rozpiętą nad koszem.

Silniki pokazano — z jednym wyjątkiem — nietylko polskiej produkcji, ale i polskiej konstrukcji. Najbogaciej przedstawia się, oczywiście, stoisko P. Z. L. Wytwórni Silników (dawniej Skody). Tutaj zdajemy sobie sprawę, jaką stratę ponieśliśmy przez śmierć ś. p. inż. Stanisława Nowkuńskiego, konstruktora wszystkich trzech pokazanych tu silników: Challenge'owego GR-760 oraz G-1620 i G-1620-bis. Wystawiono również silniki szeregowe chłodzone powietrzem, a więc czterocylindrowy P. Z. Inż. Junior, stosowany na RWD-8 i nowy silnik, również o czterech cylindrach odwróconych, konstrukcji mjr. Petera (firma Avia). Wreszcie najlżejszy typ silnika — dwucylindrowy, nadający się do motoszybowca, pokazuje firma Steinhagen i Stransky.

Trudno tu wyliczać wszystkie firmy, wystawiające w dziale lotniczym — jest ich aż 42. Dają one dowód dużej nieraz ruchliwości. Choć przyznać trzeba, że większość z nich opiera swój byt na dostawach wojskowych, nie brak jednak i takich, które potrafiły zdobyć rynki zagraniczne, a nawet zamorskie (bracia Konopaccy i inne). Surowców i półfabrykatów metalowych dostarczają lotnictwu Huty Pokój, Baildon i Batory, Walcownie Metali w Dziedzicach (Alupolon), Sosnowieckie Fabryki Rur i Żelaza, Starachowice, Babbit w Warszawie, Deichsel w Sosnowcu, płótna wysokiej jakości Wojskowe Wytwórnie Balonów i Sanok, lakierów — Przetwórnie Olejów Roślinnych w Radomiu, licznych części gumowych — Piastów, Stomil, Vulcanit. Najliczniejszą grupę stanowią dostawcy części składowych, jak np. amortyzatory i rozruszniki elektryczne (firma Avia), sprzęt strzelecki i bombardjerski (Świątecki, Stelmaszyk i Motolux) i sporo innych zakładów. Śmigła i narty lotnicze wytwarza W. Szomański i S-ka, przyrządy pokładowe G. Gerlach, świece silnikowe J. Wagner. Do pomocniczego przemysłu elektrotechnicznego i radiowego, współpracującego z lotnictwem, zaliczyć można firmy Państwowe Zakłady Tele- i Radiotechniczne, Era i Ava. Sporo firm, pracujących dla lotnictwa, znaleść można jeszcze w innych pawilonach wystawowych. Już z pobieżnego wyliczenia wynika, że krajowy przemysł pomocniczy, bez którego praca wytwórni płatowców i silników byłaby niezmiernie utrudniona, ogromnie się u nas rozwinął. Aczkolwiek nie doszliśmy jeszcze do 100-procentowej samowystarczalności w tej dziedzinie, niezależność nasza w porównaniu z tem, co było choćby przed 5 laty, jest znacznie większa. Jest to skutkiem wytrwałej polityki naszych władz wojskowych, oraz w niemałej mierze inicjatywy i pomysłowości naszych wytwórców, pracujących w ciężkich nieraz warunkach.

Sprawozdanie z wystawy nie byłoby zupełne, gdybyśmy nie wspomnieli o udziale kilku instytucji, które, aczkolwiek nie zaliczają się do przemysłu lotniczego, są jednak z lotnictwem naszym ściśle związane. Na pierwszym miejscu wymienimy Polskie Linie Lotnicze „LOT", zapewniające nam samowystarczalność w dziedzinie komunikacji lotniczej i zagarniające polskimi skrzydłami coraz więcej szlaków zagranicznych. Dalej Instytut Aerodynamiczny w Warszawie, bez którego samodzielne konstrukcje lotnicze nie byłyby możliwe; stoisko Instytutu urządzone jest w sposób przejrzysty i pouczający. Składają się na nie modele, wykresy, fotografie i liczne opisy objaśniające. Wreszcie prasa lotnicza, reprezentowana w pawilonie lotniczym przez Skrzydlatą Polskę; Techniczne Nowości Lotnicze znalazły swoje miejsce w ogólnej wystawie prasy technicznej (pawilon 8), gdzie reprezentują lotnictwo, a Lot Polski w pawilonie L. O. P. P.

Oddzielna wzmianka należy się Lidze Obrony Powietrznej i Przeciwgazowej. Zgodnie ze swymi założeniami propagandowymi L. O. P. P. wzięła poważny udział w WMEL, stawiając pierwszą w Polsce wieżę do skoków spadochronowych, własny pawilon wystawowy i dwa schrony przeciwgazowe, jeden podziemny, drugi nadziemny.

Sumując wrażenia, nie można po zwiedzeniu wystawy oprzeć się wrażeniu, że nasz przemysł lotniczy, mimo kryzysu, a dzięki wydatnemu poparciu Państwa i zdrowej inicjatywie przedsiębiorczych jednostek, znajduje się na najlepszej drodze do dalszego rozwoju. Niektóre niedomagania samej prezentacji (jak np. niekompletny katalog wystawy), złożyć można na karb zbyt małej rutyny naszej w organizacji wystaw. Jeżeli przy tej sposobności zdobędziemy więcej doświadczenia, saldo wystawy wypadnie bezwzględnie dodatnio.

Inż. Eryk Kosko.

SPIS WYSTAWCÓW

Pawilon 29.

1. *Doświadczalne Warsztaty Lotnicze, Sp. z o. o. Warszawa-Okęcie.* — Samoloty: RWD-13 turystyczny, RWD-5 transatlantycki, RWD-8 szkolny.

2. *Warsztaty Szybowcowe, Sp. z o. o. Warszawa, Topolowa-Lotnisko.* — Szybowiec przejściowy „Czajka" i wyczynowy SG-3.

3. *Skrzydlata Polska, czasopismo. Warszawa, Wawelska 3.* — Egzemplarze pism i fotomontaże.

4. *Polskie Linie Lotnicze „Lot", Sp. z o. o., Warszawa, Nowogrodzka 49.* — Fotomontaże, modele samolotów komunikacyjnych, plansze, ilustrujące rozwój „Lotu" w latach 1922 — 1935.

5. *„Varsovienne", Sp. z o. o., Warszawa, Marszałkowska 31 a.* — Ubiory lotnicze.

6. *Przetwórnia Olejów Roślinnych, S. A., Radom, Piłsudskiego 4.* — Lakiery lotnicze nitrocelulozowe, olejne i żywiczne na: dural, drzewo i płótno, oraz specjalne na przewody. Lakier na śmigła. Farby rdzochronne „Faktor" dla hangarów. Klej kollodiowy, emalie lakierowe Porsa-Flex.

7. *„Stradom", Częstochowskie Zakłady Wyrobów Włókienniczych, S. A., Warszawa, Plac Napoleona 9.* — Wyroby lniane dla lotnictwa, płótno, nici. Liny lniane.

8. *„Sanok", Polska Spółka dla Przemysłu Gumowego, S. A., w Sanoku.* — Wyroby gumowe, gumowanie tkanin balonowych.

9. *Inż. Władysław Świątecki, Lublin, Pierackiego Nr. 3.* — Wyrzutniki do bomb i ich fotografie.

10. *Fabryka Lin i Drutu, dawniej A. Deichsel, S. A., Sosnowiec.* — Próbki lin, drutów stalowych i miedzianych, używanych w lotnictwie.

11. *Fabryka Śmigieł, Wyrobów Drzewnych i Metalowych, W. Szomański i S-ka, Sp. z o. o., Warszawa, Kamedułów 71.* — Śmigła i narty lotnicze.

12. *Bracia Konopaccy, Fabryka Dykt i Fornierów, Mosty.* — Lotnicza sklejka brzozowa i olszowa, klejona bakelitowo.

13. *Wytwórnia Balonów i Spadochronów, Legionowo.* — Spadochrony, powłoka balonu „Kościuszko", modele balonów zaporowych i obserwacyjnych, ubiór lotnika oraz akcesoria balonowe.

14. *„Stomil", S. A., Fabryka Opon i Dętek Samochodowych, Motocyklowych i Rowerowych, Poznań, Mielżyńskiego 1.* — Opony lotnicze.

15. *G. Gerlach, Fabryka Instrumentów Geodezyjnych, Rysunkowych i Lotniczych, Warszawa, Tamka 40.* Przyrządy pokładowe, wysokościomierze, szybkościomierze, busole i t. p.

16. *Polskie Zakłady Optyczne, S. A., Warszawa, Grochowska 35.* — Busole, aparaty fotograficzne lotnicze, wbudowane automatyczne aparaty fotograficzne ręczne i półautomatyczne do zdjęć fotogrametrycznych, celownik do bomb, fotokarabin i t. p.

17. *„Vucanit", Sp. z o. o., Fabryka Przetworów Kauczukowych, Warszawa, Turecka 2.* — Skrzynki ebonitowe do akumulatorów, liny gumowe, nici gumowe, wyroby kauczukowe.

18. *„Ava", Sp. z o. o., Wytwórnia Radiotechniczna, Warszawa, Stępińska 25.* — Samolotowa radiostacja nadawcza o mocy 100 watt. Samolotowa radiostacja nadawczo-odbiorcza o mocy 20 watt. Samolotowa radiostacja nadawczo-odbiorcza „Duplex" o mocy 5 watt. Zespoły zasilające do radiostacji.

19. *„Era", S. A., Polskie Zakłady Elektrotechniczne, Włochy koło Warszawy.* — Gablota ze schematem instalacji elektrycznej na samolocie, przetwornice, prądnice, aparaty do sygnalizacji świetlnej, reflektory i t. p.

20. *„Piastów", S. A., Zakłady Kauczukowe, Piastów pod Warszawą.* — Akumulatory ZAT, Tudor, wyściełania gumowe do foteli samolotowych, części gumowe i kauczukowe.

21. *„Zetes", Wytwórnia Okularów Ochronnych, wł. inż. Sokołowski, Warszawa, Leszno 67.* — Gablota z okularami lotniczymi „Triplex".

22. *„Motolux" Fabryka Synchronizatorów, Warszawa, Huculska 6.* — Synchronizator do dwóch karabinów maszynowych, pokazany w ruchu z uwidocznieniem strzałów przez pole obrotowe śmigła.

23. *Lubelska Wytwórnia Części Lotniczych, W. Stelmaszyk, Lublin, Łęczyńska 3.* — Obrotnik do K. M., spinacze do pasów lotniczych, maszynka do ładowania nabojów do bębna karabinów maszynowych lotniczych.

24. *Instytut Aerodynamiczny, Warszawa, 6 Sierpnia 50.* — Modele samolotów, samochodów, wagonów i osłon silnikowych do badań w tunelu. Wykresy i opis przebiegu badań aerodynamicznych nad samolotami.

Pawilon 30.

1. *Państwowe Zakłady Lotnicze, Wytwórnia Płatowców, Okęcie-Paluch.* — Samoloty: PZL-23, P-11-C.

2. *Podlaska Wytwórnia Samolotów, S. A., Biała Podlaska.* — Samolot szkolny akrobacyjny PWS-16-bis.

3. *„Ero", Fabryka Płyt, Błon i Papierów Fotograficznych, Poznań, Wielka 14.* — Gablotka z wyrobami firmy, używanymi w lotnictwie.

4. *Państwowe Zakłady Tele- i Radiotechniczne, Warszawa, Grochowska 30.* — Radiostacja samolotowa typ LM: nadajnik, odbiornik, płytka nadajnika, akcesoria.

5. *Fabryka Wyrobów Metalowych S. Jabłoński, Sp. z o. o., Poznań, Ratajczaka 17.* — Nity rurkowe, drobne części lotnicze.

6. *W. Pytlasiński i M. Pol, Zakłady Przemysłu Metalowego, Warszawa, Ząbkowska 44.* — Zbiorniki, chłodnice, wywoływaczka fotolotnicza, gaśnica samolotowa, filtry powietrzne i olejowe.

7. *J. Wagner, Fabryka Śrub Toczonych, Warszawa, Złota 67.* — Gablotki: świece silnikowe, śruby, nakrętki, ściągacze i t. p.

8. *H. Liefeldt i S. Schiffner, Wytwórnia Silników i Warsztaty Mechaniczne, Sp. z o. o., Warszawa, Wolność 5.* — Tłoki, pierścienie, armatury, części silnikowe.

9. *A. Steinhagen i H. Stransky, Fabryka Pomocnicza dla Przemysłu Lotniczego i Samochodowego, Sp. z o. o., Warszawa-Wola, Zagłoby 9.* — Silnik szybowcowy o mocy 20 KM, części samolotowe, uszczelki, narzędzia, nitownice, bębny hamulcowe, rozrusznik ręczny, mechanizmy pneumatyczne spustowe do karabinów maszynowych.

10. *Inż. J. Abratański, Zakłady Mechaniczne i Odlewnia Żelaza, Rembertów.* — Pierścienie tłokowe do silników lotniczych.

11. *„Avia", Fabryka Maszyn Precyzyjnych, Sp. z o. o., Warszawa, Siedlecka 63.* — Silniki lotnicze „Avia-Wright" 220 KM, „Avia 3" 60 KM, rozruszniki bezwładnościowe, wyrzutniki do bomb, amortyzatory olejo-powietrzne, przewody giętkie „Vipera" do wody, benzyny i smarów.

12. *Państwowe Zakłady Inżynierii, Warszawa, Terespolska 34.* — Silnik lotniczy szeregowy P. Z. Inż. Junior 120 KM, odlewy i części silnika ze stopów aluminiowych.

13. *Państwowe Zakłady Lotnicze, Wytwórnia Silników, Warszawa - Okęcie.* — Silniki gwiaździste: G-1620-B 400 KM, G-1620-A 375 KM, GR-760 challenge'owy 260 KM. Części silnika w kolejnych fazach obróbki.

14. *E. Mieszczański i T. Jaroszewski, Sp. z o. o., Odlewnia Metali Półszlachetnych, Warszawa, Leszno 119.* Odlewy części silnika ze stopów aluminium i bronzu nieobrobione.

15. *„Babbit", Odlewnia Metali, Warszawa, Kazimierzowska 62.* — Odlewy części silnika ze stopów glinokrzemowych i magnezowego, nieobrobione. Metal łożyskowy.

16. *Tow. Sosnowieckich Fabryk Rur i Żelaza, S. A., Warszawa, Moniuszki 10.* — Rury lotnicze ze stali molibdenowej i manganowej i przebieg fabrykacji cylindra lotniczego.

17. *Tow. Starachowickich Zakładów Górniczych S. A., Warszawa, Warecka 15.* — Odkucia stalowe części silników lotniczych, nieobrobione.

18. *Walcownie Metali, S. A., Dziedzice, Śląsk Cieszyński.* — Kształtki, rury i blachy z aluminium i „alupolunu".

19. *Huta Batory, Wspólnota Interesów, Katowice, (Warszawa, Zielna 46).* — Odkucia i części lotnicze nieobrobione.

20. *Huta Pokój, S. A., Warszawa, Mazowiecka 7.* — Elektrody, rury i odkucia części lotniczych ze stali chromomolibdenowej.

21. *Lilpop, Rau i Loewenstein, S. A., Warszawa-Wola, Bema 65.* — Odlewy części silników lotniczych z elektronu.

22. *J. Krausse, Fabryka Farb i Lakierów, Warszawa, Bonifraterska 9.* — Gablotka z lakierami samolotowymi.

23. *Związek Polskich Inżynierów Lotniczych, Warszawa, 6 Sierpnia 50.* — Plansze, ilustrujące zastosowanie lotnictwa i postęp techniczny w latach 1926 — 1936.



POSTĘP TECHNICZNY LOTNICTWA

Jednym z zadań odbywającej się obecnie w Warszawie wystawy przemysłu metalowego i elektrotechnicznego było zapoznanie szerokiego ogółu z postępem dokonanym w poszczególnych gałęziach techniki. W tym celu została utworzona podkomisja postępu technicznego, której zadania zostały ujęte w następujący sposób: „podkreślenie i uwypuklenie postępu techniki w Polsce przez: a) umieszczenie odpowiednich zestawień, tablic, danych statystycznych w specjalnie na ten cel przeznaczonych stoiskach lub przy stoiskach poszczególnych wystawców; b) rozmieszczenie odpowiednich znaków, wskazujących postęp w danej gałęzi przemysłu lub poszczególnym eksponacie oraz umieszczenie przy tych znakach odpowiednich tablic objaśniających". Podkomisja postępu technicznego powołała do życia poszczególne sekcje, a między innymi sekcję lotniczą, na przewodniczącego której został zaproszony inż. Stanisław Krzyczkowski. Poza przewodniczącym sekcja lotnicza wykonywała swoje prace w następującym składzie: inż. Bukowski, inż. Chorąży, p. Dzwonkowski, inż. Kwaśniak, inż. Lisowski, inż. Łabuć, inż. Łobanowski (delegat Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych), inż. Tarczyński, p. Tokarczyk, inż. Tuszyński, p. Wyszomirski i inż. Zaremba.

Ze względu na późne rozpoczęcie prac (pierwsze zebranie 13 lipca), zakres prac sekcji objął jedynie zadanie a), przy czym odpowiednie tablice postanowiono zgrupować w jednym miejscu, pozostawiając opracowanie poszczególnych stoisk inicjatywie wystawców. Na pierwszym zebraniu przyjęto podział tablic na następujące trzy grupy: zastosowania lotnictwa, wzrost osiągów lotnictwa w ostatnim dziesięcioleciu i środki, które pozwoliły na dojście do dzisiejszych wyników. Drogę tę przedstawiono pod postacią tablic, obrazujących postęp dokonany w podstawowych działach techniki lotniczej. Ponadto przy opracowywaniu tablic przyjęto następujące założenia:

1) tablice przedstawiają postęp w lotnictwie za okres od 1926 do 1936, najbardziej miarodajny dla właściwego rozwoju techniki lotniczej w Polsce;

2) tablice obrazujące wzrost osiągów, przedstawiają porównanie rekordów światowych za 1926 i 1936 r.

Ostateczny wynik prac sekcji jest przedstawiony na rys. 2, obok którego zamieszczono napis, objaśniający układ i znaczenie poszczególnych części tablicy. Pierwsza i druga część tablicy (zastosowania lotnictwa i poprawa osiągów w lotnictwie) została ułożona w sposób popularny, podczas gdy ostatnia grupa tablic posiada już charakter bardziej specjalny i z tego punktu widzenia zasługuje również na specjalne zainteresowanie fachowców. To pozornie niejednolite ujęcie całości jest w istocie rzeczy bardzo słuszne, wskazuje bowiem nieuświadomionym, jak wielki zasób wiedzy i specjalności był wymagany dla uzyskania tych, zdawałoby się, prostych i łatwych wyników, jakimi chlubi się dzisiejsze lotnictwo. Celem umożliwienia czytelnikom zapoznania się z najciekawszą dla nich częścią tablicy, została ona przedstawiona w powiększeniu na rys. 3, 4 i 5.

Opracowanie tablic zostało podzielone w następujący sposób: aerodynamika — inż. Łabuć; konstrukcja płatowca — inż. Chorąży; silniki lotnicze — p. Wyszo-

Rys. 2. Całość tablic, obrazujących postęp techniczny lotnictwa w latach 1926—1936, umieszczona w pawilonie 30 (przemysł lotniczy) WMEI. Plansze po bokach obrazują zastosowanie lotnictwa, a więc z lewej strony: lotnictwo sportowe, szybownictwo, balony i przewóz poczty; z prawej strony: tępienie szkodników w lasach, fotogrammetria, lotnictwo komunikacyjne, lotnictwo wojskowe. Górny rząd tablic środkowych przedstawia poprawę osiągów lotniczych w ostatnim dziesięcioleciu, zaś rząd dolny wskazuje na postęp w poszczególnych działach techniki lotniczej, który tę poprawę umożliwił. Znaczenie górnych tablic jest widoczne z rysunku, zaś dolne tablice zostały przedstawione w powiększeniu na umieszczonych dalej rysunkach 3, 4 i 5.

AERODYNAMIKA

GŁÓWNEM DĄŻENIEM TECHNIKI W TEJ DZIEDZINIE UMOŻLIWIAJĄCEM POLEPSZENIE WYCZYNÓW SAMOLOTU JEST ZMNIEJSZENIE JEGO OPORÓW; OSIĄGA SIĘ TO DROGĄ:
A. UDOSKONALENIA KSZTAŁTÓW ZEWNĘTRZNYCH POSZCZEGÓLNYCH ELEMENTÓW SAMOLOTU
B. ZMNIEJSZENIA POWIERZCHNI SKRZYDEŁ DZIĘKI ZWIĘKSZENIU ICH SIŁY NOŚNEJ

OPÓR

ODNIESIONY DO 1m² POWIERZCHNI SKRZYDEŁ

	1926 %	1936 %	UWAGI
SKRZYDEŁ	36	14	KORZYSTNIEJSZE PROFILE
KADŁUBA	12	8	KORZYSTNIEJSZE KSZTAŁTY
USTERZEŃ	4	3	KORZYSTNIEJSZE PROFILE
SILNIKÓW	1×15	2×5	PIERŚCIENIE SILNIKOWE
ZASTRZAŁÓW	20	—	BRAK ZASTRZAŁÓW
PODWOZIA	13	—	PODWOZIE CHOWANE
SAMOLOTU	100%	35%	

SIŁA NOŚNA

ODNIESIONA D 1m² POWIERZCHNI SKRZYDEŁ

	1926 %	1936 %	UWAGI
SAMOLOT	100%	200%	SLOTY I KLAPY

TORY SAMOLOTÓW PRZY LĄDOWANIU

OPÓR I SIŁA NOŚNA SAMOLOTÓW /POLSKICH/

ODNIESIONE DO 1m² POWIERZCHNI SKRZYDEŁ

UWAGA: ZA 100% PRZYJĘTO OPÓR I SIŁĘ NOŚNĄ SAMOLOTU Z 1926.

1926 28 30 32 34 1936 r.

KONSTRUKCJA PŁATOWCÓW

GŁÓWNEM DĄŻENIEM TECHNIKI W TEJ DZIEDZINIE JEST: A. ZWIĘKSZENIE OSIĄGÓW PRZY TEJ SAMEJ MOCY SILNIKÓW B. ZMNIEJSZENIE CIĘŻARU WŁASNEGO PRZY ZACHOWANIU WYMAGANEJ PEWNOŚCI I PRZYDATNOŚCI KONSTRUKCJI - OSIĄGA SIĘ TO PRZEZ: 1. STOSOWANIE WYSOKOWARTOŚCIOWYCH MATERJAŁÓW I EKONOMICZNE ICH WYZYSKANIE PRZY DOBORZE PRZEKROJÓW PRACUJĄCYCH 2. PRAKTYCZNE ROZWIĄZANIE I ZASTOSOWANIE WYNIKÓW BADAŃ AERODYNAMICZNYCH ODNOŚNIE: A. ZMNIEJSZENIA OPORÓW SZKODLIWYCH B. ZWIĘKSZENIA SIŁY NOŚNEJ C. POLEPSZENIA STEROWNOŚCI

UKŁAD
SKRZYDŁA
KADŁUB
OSŁONY SILNIKA
PODWOZIE
URZĄDZENIE DO ZWIĘKSZENIA SIŁY NOŚNEJ
STERY I LOTKI

1936
110

SILNIKI LOTNICZE

DĄŻENIEM TECHNIKI W TEJ DZIEDZINIE JEST:
1. ZWIĘKSZENIE MOCY Z 1 LITRA POJEMNOŚCI SKOKOWEJ DZIĘKI CZEMU OSIĄGA SIĘ: A. ZMNIEJSZENIE CIĘŻARU JEDNOSTKOWEGO B. ZMNIEJSZENIE POWIERZCHNI CZOŁOWEJ
2. ZWIĘKSZENIE WYSOKOŚCI UŻYTKOWEJ
3. ZWIĘKSZENIE TRWAŁOŚCI SILNIKA





MOC 900 KM

MOC 900 KM

POSTĘP UZYSKANO PRZEZ:

WYKRES PRZYROSTU SZYBKOŚCI SAMOLOTU

NAPRAWA

POSTĘP UZYSKANO PRZEZ:

ŚMIGŁO

DĄŻENIEM TECHNIKI W TEJ DZIEDZINIE JEST:
A. ŻEBY WE WSZYSTKICH WARUNKACH LOTU ŚMIGŁO PRACOWAŁO Z MAKSYMALNĄ SPRAWNOŚCIĄ
B. ŻEBY WE WSZYSTKICH WARUNKACH LOTU MOMENT OPOROWY ŚMIGŁA BYŁ RÓWNY MOMENTOWI SILNIKA · OSIĄGA SIĘ TO DROGĄ ZASTOSOWANIA ŚMIGIEŁ NASTAWNYCH W LOCIE /ZMIANA KĄTA POCHYLENIA ŁOPATEK/ ORAZ UŻYCIE MATERJAŁÓW UMOŻLIWIAJĄCYCH ZASTOSOWANIE CIENKICH PROFILÓW W KOŃCOWYCH PRZEKROJACH ŁOPATEK ŚMIGIEŁ

PRACUJE Z WYSOKĄ SPRAWNOŚCIĄ TYLKO W PEWNYCH WARUNKACH LOTU

PRACUJE W RÓŻNYCH WARUNKACH LOTU Z WYSOKĄ SPRAWNOŚCIĄ

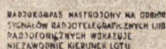
NIE POZWALA NA PEŁNE WYZYSKANIE MOCY SILNIKA PRZY MAŁYCH PRĘDKOŚCIACH LOTU

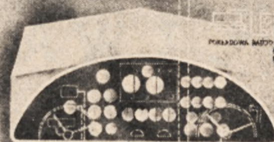
POZWALA NA PEŁNE WYZYSKANIE MOCY SILNIKA PRZY MAŁYCH PRĘDKOŚCIACH LOTU

Rys. 3 i 4. Obrazowe przedstawienie postępu techniki lotniczej w ostatnim dziesięcioleciu (fragment tablic obrazujących postęp techniczny lotnictwa w latach 1926—1936 wystawionych na WMEl).









Rys. 5. Obrazowe przedstawienie postępu techniki lotniczej w ostatnim dziesięcioleciu (fragment tablic, obrazujących postęp techniczny lotnictwa w latach 1926—1936, wystawionych na WMEI).

mirski; śmigła — inż. Bukowski; wyposażenie — p. Tokarczyk; materiały konstrukcyjne — inż. Lisowski. Nadzwyczaj staranne i pomysłowe opracowanie graficzne i wykonanie tablic jest dziełem inż. arch. Gałęzowskiego, Pieńkowskiego, Wołyńskiej i Załęskiego.

Jak wskazuje jednogłośna opinia zwiedzających wystawę i fachowców tablice, obrazujące postęp lotnictwa, są dziełem bardzo udanym i w doskonały sposób spełniają swoje zadanie popularyzacyjno-naukowe. Zadanie to będzie przez nie spełniane i po ukończeniu wystawy, a mianowicie w Muzeum Przemysłu i Techniki, dokąd tablice mają być przekazane stosownie do specjalnej prośby dyrekcji muzeum.

Inż. Jan Tuszyński.

K R O N I K A
ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

STYPENDIUM IMIENIA INŻ. ST. NOWKUŃSKIEGO

Zarząd Z. P. I. L. na zebraniu w dn. 6.VIII. 36. zainicjował utworzenie stypendium imienia inż. St. Nowkuńskiego. Stypendium to jest przeznaczone na pomoc w studiach z zakresu konstrukcji silników lotniczych. Poniżej podajemy pierwszą listę ofiarodawców:

Z. P. I. L.	zł.	100.—
Prof. M. Huber	,,	25.—
Dyrekcja D. W. L.	,,	60.—
Pracownicy umysłowi D. W. L.	,,	61.—
,, fizyczni D. W. L.	,,	54.10
Doświadczalne Warsztaty Lotnicze	,,	100.—
inż. L. Łabuć	,,	5.—
,, K. Jagoszewski	,,	5.—
,, A. Seńkowski	,,	25.—
,, M. Kaczanowski	,,	10.—
prof. Cz. Witoszyński	,,	50.—
inż. A. Szyszkowski	,,	5.—
Razem	zł.	500.10

Dalsze wpłaty na powyższy cel można wnosić na konto czekowe Związku w P.K.O. Nr. 25.545.

ZAKOŃCZENIE KONKURSU POD HASŁEM „WŁASNE SIŁY NARODU"

Dnia 15 września b. r. minął termin składania prac na ogłoszony przez Z. P. I. L. konkurs pod hasłem „Własne Siły Narodu" ku uczczeniu Imienia Pierwszego Marszałka Polski Józefa Piłsudskiego. Do Zarządu Z. P. I. L. wpłynęły trzy prace zgłoszone na ten konkurs.

PROJEKTOWANE WYCIECZKI

W początku października Zarząd Z. P. I. L. przewiduje zorganizowanie wycieczek do P. Z. L. Wytwórnia Płatowców i P. Z. L. Wytwórnia Silników. Poza tym w roku bieżącym przewidziana jest wycieczka na Salon Lotniczy do Paryża w terminie między 14 i 23 listopada.

Szczegółowy komunikat, dotyczący wycieczki do Paryża, ukaże się w połowie października.

WIADOMOŚCI
ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

1. Z dniem 1 lipca b. r. następujące firmy zostały przyjęte w poczet członków czynnych Zrzeszenia:

a) Fabryka Wyrobów Metalowych S. Jabłoński, Sp. z o. o. w Poznaniu, ul. Ratajczaka 17,

b) Przetwórnia Olejów Roślinnych, S. A. w Radomiu, ul. Piłsudskiego Nr. 4.

2. W zorganizowanym przez Zrzeszenie dziale lotniczym Wystawy Przemysłu Metalowego i Elektrotechnicznego WMEL uczestniczy 45 firm, reprezentujących: przemysł samolotowy (PZL, PWS, DWL, Warsztaty Szybowcowe), przemysł balonowy (Wytwórnia Balonów i Spadochronów), przemysł silnikowy (PZL, PZInż., Avia), przemysł pomocniczy (37 firm przemysłu hutniczego, metalowego, włókienniczego, drzewnego, gumowego, chemicznego, elektrycznego) oraz komunikacja powietrza (PLL „Lot").

Obecnie rozpoczęły się badania stoisk poszczególnych wystawców celem przyznania odznaczeń państwowych i Komitetu Wystawy.

3. W związku z Wystawą Przemysłu Metalowego i Elektrotechnicznego WMEL Izba Przemysłowo-Handlowa w Warszawie wyda Księgę Pamiątkową odzwierciadlającą poziom każdej branży przemysłowej i wpływ przeżywanego kryzysu na ich stan obecny. Przemysł lotniczy ma być również wydzielony jako branża.

4. Tegoroczny Paryski Międzynarodowy Salon Lotniczy odbędzie się w czasie od 13 do 29 listopada r. b. Zrzeszenie nasze wydzierżawiło stoisko w dziale samolotowym Salonu, na którym wystawione będą samoloty PZL i RWD.

NOWE WYDAWNICTWA

AERODYNAMIC THEORY, A General Rewiew Progress. Vol. V, str. XVIII+347, 8°, z 133 rysunkami. Berlin 1936 (Springer).

Piąty, t. j. przedostatni tom encyklopedycznego, redagowanego przez prof. Durand'a (porówn. recenzję tomu IV w Nr. 6 T. N. L. z r. b.) zawiera mechanikę lotu płatowców, podzieloną na dwa obszerne działy.

Dział pierwszy, nazwany „dynamika samolotu", został opracowany przez *B. Melvill Jones'a*, profesora wydziału lotniczego uniwersytetu w Cambridge. Autor uczynił poważny wysiłek, aby z ogromnego chaotycznego materiału stworzyć usystematyzowaną całość, przy czym za główny cel postawił sobie związanie abstrakcyjnej teorji z konkretnymi zastosowaniami technicznymi. Przy tym jednak zakres przedmiotu pozostał dość ograniczony, uwzględnione są bowiem tylko najbardziej typowe rodzaje lotu ustalonego (prostoliniowy, krążący, korkociągowy) oraz małe zakłócenia w locie ustalonym, a więc dynamiczna teoria stateczności podłużnej i poprzecznej. Zupełnie pominięte są akrobacje, lot nurkowy, wyrwanie i t. p. Szczególnie gruntownie potraktowana jest teoria małych zakłóceń lotu, którą Jones usiłuje dostosować do potrzeb konstruktorów w ten sposób, że z jednej strony szczegółowo omawia i analizuje niezbędny materiał doświadczalny, z drugiej — przeprowadza kompletne obszerne obliczenia przykładowe w nadziei pokonania u czytelnika naturalnej obawy przed skomplikowanymi rachunkami. Poza ścisłą teorją znajdujemy (w rozdziale IV) nader interesującą uproszczoną dyskusję lotu swobodnego, nawiązującą do metod Lanchester'a a opartą na kolejnym badaniu wpływu poszczególnych ważniejszych czynników z pominięciem pozostałych.

Autorem drugiego działu, traktującego o obliczaniu osiągów samolotu, jest *L. V. Kerber* (Washington). Dział ten nie odznacza się oryginalnością, zawiera systematyczny i dobrze opracowany przegląd powszechnie stosowanych metod. Podstawową rolę odgrywają pojęcia mocy niezbędnej i rozporządzalnej. Podane są zwykłe sposoby obliczeń prędkości poziomej, pułapu, prędkości i czasu wznoszenia, zasięgu i długotrwałości lotu. Dalej omówiono metody Bairstow'a, Lesley-Reid'a, Oswald'a oraz wykresy logarytmiczne. Start i lądowanie zostały pominięte. Na specjalną uwagę zasługują dwa ostatnie rozdziały, z których jeden zawiera dyskusję wpływu różnorodnych czynników na osiągi, drugi zaś — próbę ustalenia granic możliwości dla osiągów lotniczych w warunkach współczesnej techniki.

Całość tomu stoi niewątpliwie na wysokim poziomie. Jako dość poważne braki należy jednak wskazać: jednostronne oparcie się prawie wyłącznie na literaturze angielskiej i amerykańskiej, pominięcie wielu ważnych zagadnień, wreszcie chaos w oznaczeniach i symbolach.

S. N.

DAWNE HUTNICTWO POLSKIE. Sekcja Ochrony Zabytków Sztuki Inżynierskiej w Polskim Zagłębiu Węglowym przy Muzeum Techniki i Przemysłu opublikowała ostatnią pracę inż. S. Płuszczewskiego p. t.: „Literatura polskiego hutnictwa do połowy XIX wieku", Katowice, 1936. Broszura omawia książki i artykuły, dotyczące dawnego hutnictwa polskiego i zawiera wiele ciekawych, szerszemu ogółowi nieznanych szczegółów.

Z treści broszury wynika, że — przy dużej ilości drobnych pozycyj — w literaturze naszej brak szerszych nowoczesnych opracowań przedmiotu.

PRZEDPŁATA w kraju (z przesyłką): kwartalnie zł. 4.50, półrocznie zł. 9.00, rocznie zł. 18,00. Zagranicą z przesyłką zł. 24.00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł. 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr. 28.358 lub pocztowemi przekazami rozrachunkowemi (rozrachunek Nr. 283), wolnemi od opłat pocztowych.

Wydawca: ROMAN NOWICKI. REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Czerwonego Krzyża 21/23 m. 6.**
Redaktor odp.: TADEUSZ STAWIŃSKI **tel. 2.05.67, czynne codziennie od godz. 17 do 18.**

3042 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, Warszawa, Ordynacka 3, tel. 644-59.